CAPSULA ESPACIAL

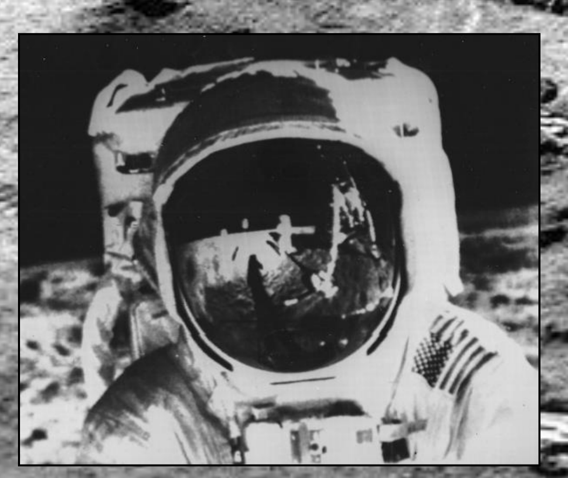
Revista digital de astronáutica y espacio

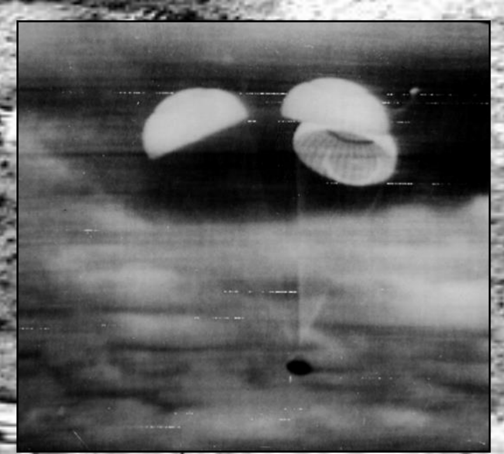
Nº 69 - 2021

Misiones Apollo

A la conquista de la Luna







Estimados lectores

Este año, 2021, seguramente será el año de la Luna, donde se espera empezarán los vuelos del conjunto SLS-Orión y a fin de año, posiblemente un vuelo de Rusia con su nave Luna-25, también será el año de Marte, donde varias naves ya están en órbita y en su superficie haciendo nuevos descubrimientos; en este número de Cápsula Espacial nos retrotraemos en el tiempo, a las misiones Apollo, desde hacer un repaso a las características técnicas de sus componentes, los lanzamientos de pruebas, todas sus misiones, y hasta el momento en que el último ser humano dejó nuestro satélite natural; siendo una de las más grandes hazañas de todos los tiempos, por lo que implicó la utilización de nuevas tecnologías, equipamiento y personal capacitado en muchos ámbitos, todos unidos en un solo objetivo, llegar a nuestro astro más cercano a la mayor brevedad posible (en las misiones Apollo-9, 11, 12, 14, 15 y 16 podremos disfrutar de algunas telefotos de una extraordinaria colección en B/N y con imperfecciones de la época que hace aún más vívido el momento).

Usted puede colaborar con la revista para la creación de contenidos a través de los botones de donación que posee el Blog.

Muchas Gracias
Biagi, Juan

Contactos



https://capsula-espacial.blogspot.com



https://www.instagram.com/capsula_espacial/



r.capsula.espacial@gmail.com

Portada **Apollo-15 en la superficie lunar, al fondo Hadley Delta.**



Contenido



Vuelos de prueba

Little Joe II

Misión A-004

Vuelo AS 201

Módulo de Comando y Servicio CSM-009

Cohete Saturn-IB

Vuelo AS-102

Vuelo AS-203

Apollo-1 (AS-204)

Apollo-4

Apollo-5

Apollo-6

Misiones tripuladas

Apollo-7

Apollo-8

Apollo-9

Apollo-10

Apollo-11

Apollo-12

Apollo-13

Apollo-14

Apollo-15

Apollo-16

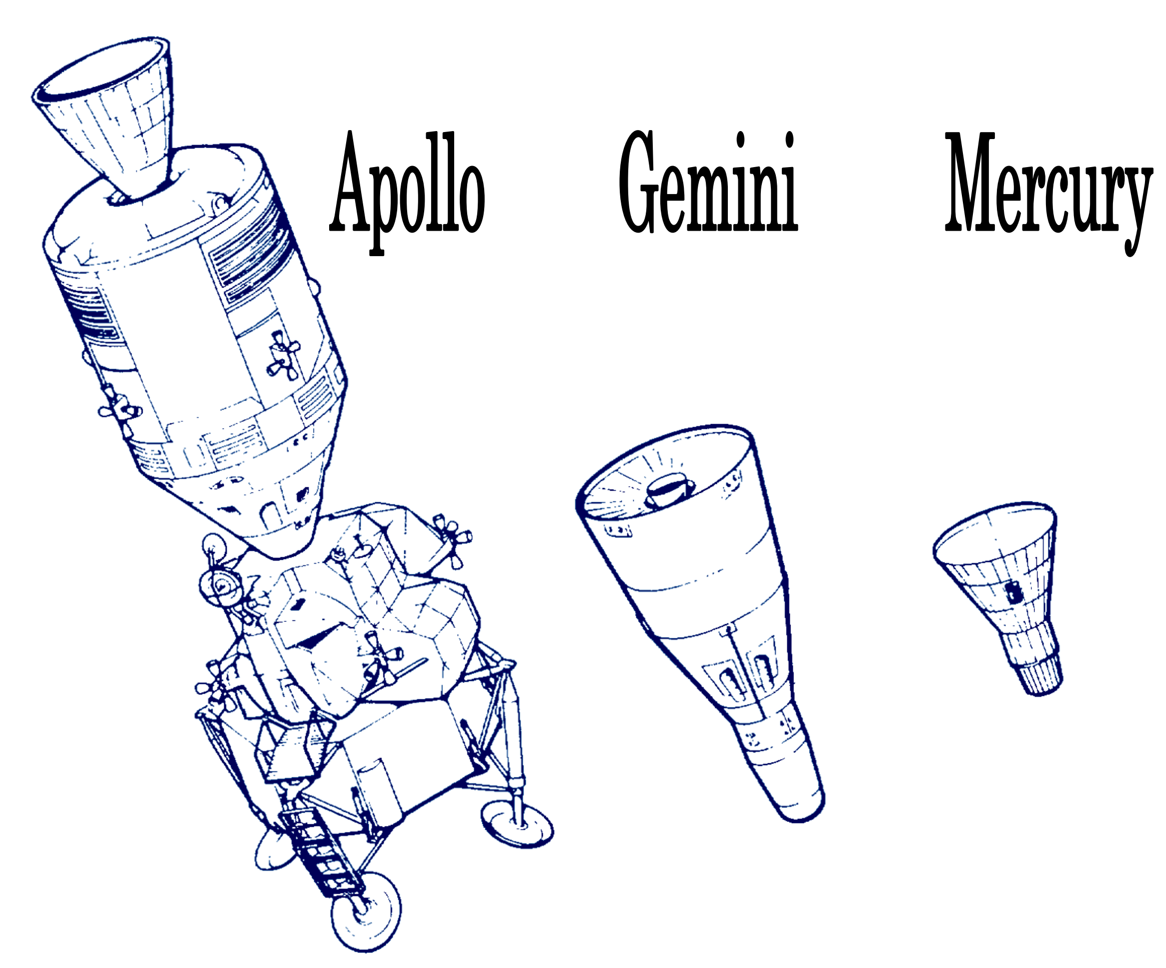
Apollo-17

Programa Apollo - características generales

Los objetivos generales del programa espacial tripulado de Estados Unidos eran establecer capacidades humanas en el ambiente espacial y desarrollar la capacidad nacional que situara al país en una posición de supremacía en lo referente a la exploración espacial de largo alcance; para alcanzar estas metas, la nación debía poseer una base industrial que fuese amplia y capaz de avanzar continuamente con el desarrollo de nuevas tecnologías, requiriendo instalaciones alrededor del mundo para ensayar, lanzar, seguir y controlar los vehículos espaciales.

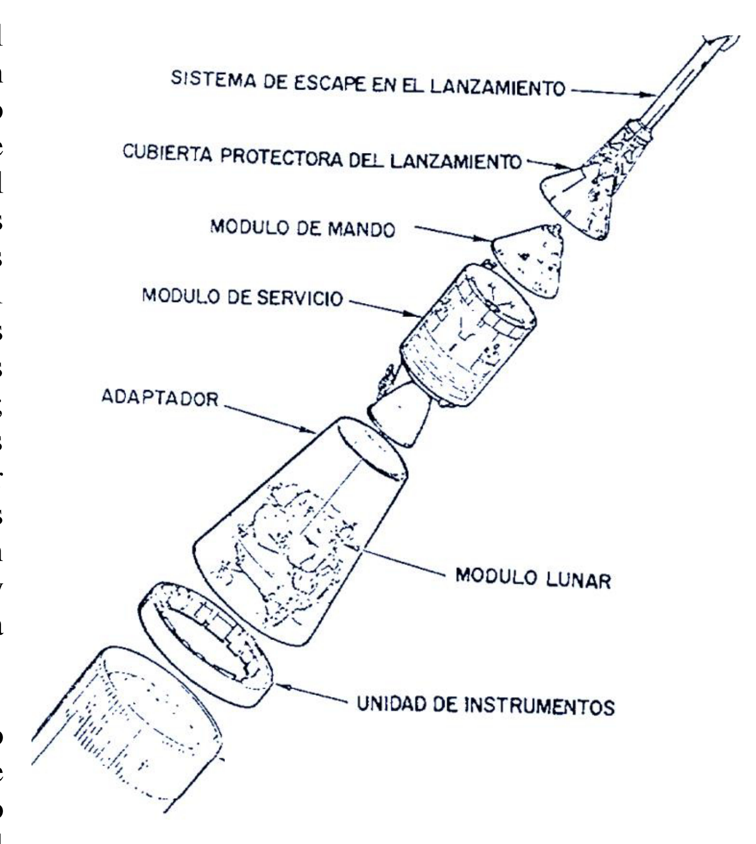
Era esencial una intensa instrucción, no sólo para los astronautas, sino también para las personas relacionadas con las pruebas y lanzamientos; la nave debía estar proyectada para diversas misiones y progresivamente poder lograrse la mayor experiencia operativa en el ambiente espacial.

Los programas espaciales tripulados habían incluido tres tipos de vehículos espaciales, el Programa Mercury, con capacidad de un astronauta en su interior había realizado 6 vuelos tripulados, 2 de tipo suborbital y 4 orbitales terrestres, el Programa Gemini (capacidad de 2 astronautas) había efectuado 10 vuelos tripulados alrededor de la Tierra, el Programa Apollo llevaría 3 astronautas, no solo a órbita terrestre, sino que a órbita lunar incluyendo el alunizaje.



El Programa Apollo requería de una nave espacial versátil, un potente vehículo de lanzamiento, instalaciones avanzadas para las operaciones de comprobación y lanzamiento, así como una red mundial de seguimiento y control de la misión, las capacidades desarrolladas para el Apollo se demostraron mediante las misiones de alunizaje que exigían alto nivel de pericia y tecnología e incluyeron investigaciones científicas para aplicaciones de tecnología de interés nacional, exploraciones en el espacio y progreso de capacidad de vuelos espaciales.

Las pruebas satisfactorias de vuelo no tripulado del vehículo espacial con el cohete Saturn-IB comenzaron en febrero de 1966, todas las pruebas de vuelos no tripulados de los Módulos de Comando, Módulos de Servicio y Módulos Lunares del Programa Apollo, al igual que de los cohetes, fueron exitosas, las pruebas sin tripulación tenían la finalidad de calificar los vehículos de lanzamiento y el vehículo espacial para el vuelo espacial tripulado, el principal objetivo de las misiones tripuladas era comprobar lo adecuado de los subsistemas y de los Módulos de Comando y Servicio; determinar la aptitud de los tripulantes en las complejas tareas requeridas durante las misiones lunares y probar el funcionamiento de la red de comunicaciones, las tareas de los tripulantes que debían de evaluarse eran aquéllas requeridas para la navegación, encuentro y acople, maniobras principales de propulsión, reentrada atmosférica y recuperación.



El vehículo espacial Apollo, comprendía todo aquello situado por encima de la unidad de instrumentos, que quedaba entre la fase S-IVB y el adaptador del Módulo Lunar, el Sistema de Escape y Aborto (LES) durante el lanzamiento permitía a la tripulación ponerse a salvo en el caso de abortarse la misión en su parte inicial, la cubierta protectora cubre al Módulo de Comando contra el calentamiento aerodinámico durante la fase de lanzamiento y cuando el vehículo espacial abandona la atmósfera terrestre, el Módulo de Comando alojaba a los tres astronautas durante toda la misión, salvo cuando dos de ellos pasaban al Módulo Lunar para el alunizaje, el Módulo de Servicio contenía el combustible, el motor propulsor y las fuentes de alimentación de energía, éste se separaba del Módulo de Comando solamente minutos antes de la reentrada atmosférica terrestre y la sección adaptadora alojaba al Módulo Lunar hasta la inyección translunar.

Los Módulos de Comando y Servicio se fabricaron en tres versiones,

Maquetas a escala real, que estaban equipadas, instrumentadas y lastradas para pruebas sin tripulación, donde se estudiaba la cualificación de diversos sistemas y técnicas, tales como el lanzamiento abortado, sistemas de paracaídas y compatibilidad.

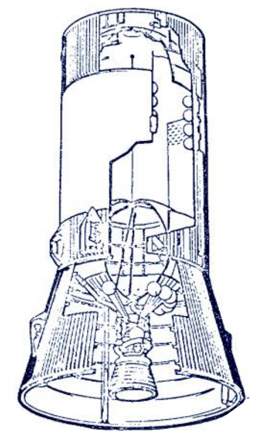
Los Módulos del Block I, eran empleados para pruebas sin tripulación, en tierra y vuelo, pruebas de sistemas y dinámica de vuelo, como la reentrada atmosférica, llevaban una protección contra las altas temperaturas y no llevaban mecanismo de acople.

Los Módulos del Block II contaban con modificaciones del equipo interno y mecanismo para el acople al Módulo Lunar en el espacio, tenían diversas modificaciones del proyecto, equipos internos y externos, incluyendo una antena de alta ganancia para operaciones en el espacio profundo.

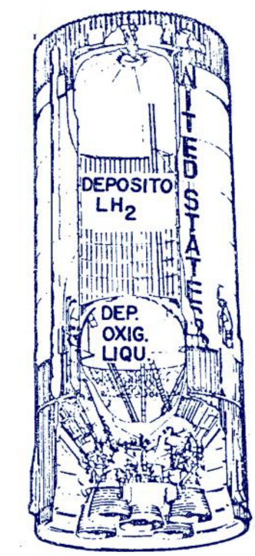
Componentes de la misión

Cohete Saturn-V

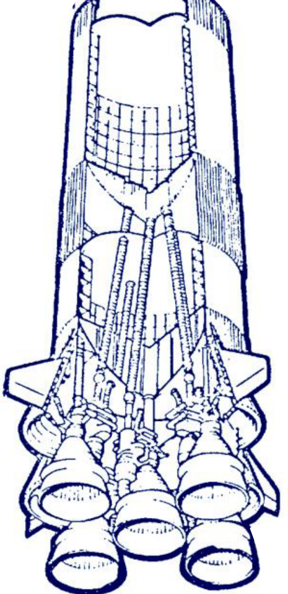
El cohete Saturn-V, con la nave espacial Apollo, medía 110 m de alto, tenía un diámetro de 10 m y pesaba 3200 tn en el momento del despegue, con capacidad de poder llevar 118 tn a órbita baja.



La 3° etapa (S-IVB) fue construida por Mc Donnell Douglas, con una longitud de 18,8 m; 6 m de diámetro y un ensanchamiento entre etapas de hasta 10 m de diámetro, por donde se adosaba a la 2° etapa, su peso era de 123 tn, su único motor J-2 podía volver a ponerse en marcha todas las veces necesarias para alcanzar la órbita terrestre y la inserción en la trayectoria lunar, la primer combustión que colocaba a la etapa S-IVB y a la nave en la órbita era de 165 seg., el motor se apagaba hasta mas tarde ponerse en marcha nuevamente y consumir los otros 312 seg., insertándose en la trayectoria lunar, el tiempo total de combustión era de 477 seg.



La 2° etapa (S-II) fue construida por la División Espacial de la North American Rockwell, tenía 24 m de altura, 10 m de diámetro, dotada de cinco motores Rocketdyne J-2, cada uno de los cuales proporcionaba 104300 Kg de empuje en un tiempo de combustión de 359 seg., pesaba casi 500 tn, aunque solo era el 3 % de la etapa propiamente dicha, el resto lo constituía el Oxígeno y el Hidrógeno líquidos, en el fondo de la fase estaba la estructura de empuje, donde se apoyaban los cinco motores J-2, el central era fijo, mientras que los otros cuatro eran móviles, en vez de usar una estructura de tanques como la etapa S-IC, la S-II utilizó un sistema corriente, consistía en dos placas de Aluminio separadas por una estructura en forma de panel de abejas hecho de fenol que debía aislar los 70 °C de diferencia entre los dos tanques, el tanque de Oxígeno líquido era un contenedor elipsoide de 10 m de diámetro por 6,7 m de altura formado por 12 secciones triangulares, junto con dos piezas circulares arriba y abajo, el depósito para el Hidrógeno líquido estaba formado por seis cilindros, cinco de 2,4 m de altura y uno de 69 cm, el principal problema en su diseño y construcción era el aislamiento ya que el Hidrógeno líquido estaba a unos -20 °C, los motores se empleaban brevemente para acelerar el flujo apropiado de Hidrógeno y Oxígeno líquidos antes de encender los motores principales

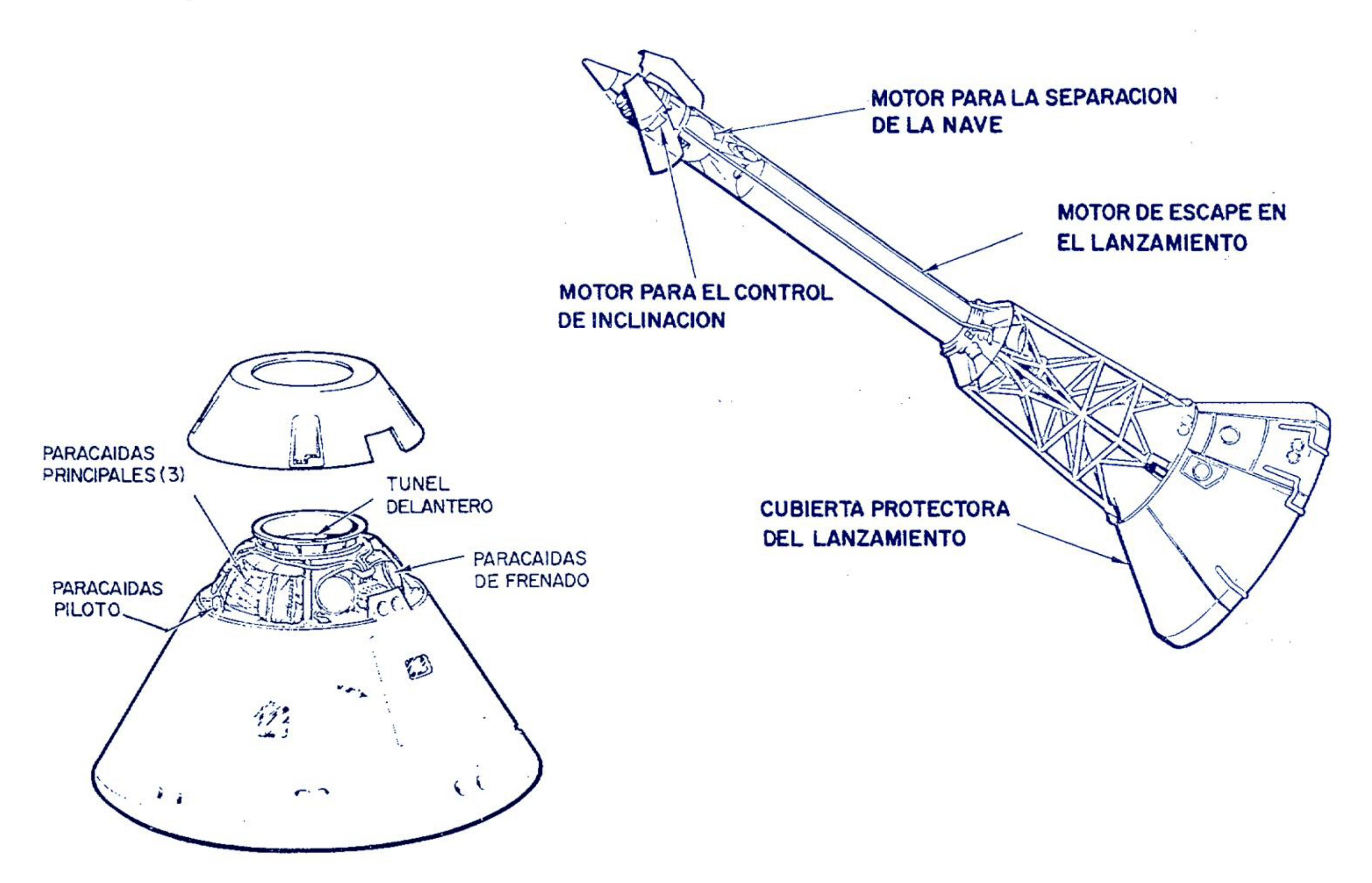


La 1° etapa (S-IC) fue construida por Boeing, tenía 42 m de largo y 10 m de diámetro sin los estabilizadores, estaba constituida por cinco elementos cilíndricos principales agrupados verticalmente y un grupo de cinco motores Rocketdyne F-1 (cada motor F-1 quemaba Oxígeno líquido y kerosene (RP-1) y producía 680388 Kg de empuje, dando al S-IC un empuje total combinado de 3401942 Kg, sobre los motores se encontraban la estructura de empuje, el depósito de combustible (770000 lts de RP-1), la estructura entre depósitos, el depósito de 204000 lts de Oxígeno líquido y el borde delantero.

Sistema de Escape y Aborto (LES)

El Sistema de Escape y Aborto en el lanzamiento aseguraba que los tripulantes pudieran abandonar la nave en caso de abortarse el lanzamiento en la plataforma, o fuera de ella si la anomalía se producía poco después del lanzamiento, el sistema tenía una longitud es de 10 m y tenía, como principales componentes, el motor de salvamento durante el lanzamiento (propulsante sólido) el motor de lanzamiento de la torre (propulsante sólido) el motor de control de inclinación (propulsante sólido) y la estructura delantera que llevaba el lastre y las superficies canard, y que iba rematada con una esfera Q para detectar el ángulo de ataque del cohete. Al recibir la señal de operación frustrada o aborto, se hacía detonar el dispositivo de separación de los Módulos de Comando y Servicio y subsiguientemente, se ponían a la vez en combustión el motor de salvamento durante el lanzamiento y el motor de control de inclinación (que no se utilizaba después de T+42 seg) estos motores proporcionaban el suficiente empuje para el ascenso y la traslación lateral del Módulo de Comando, apartándolo de la plataforma y de la trayectoria del cohete; a una altitud que ofreciera la debida seguridad, se efectuaba el lanzamiento del sistema de escape y se activaba el sistema de aterrizaje.

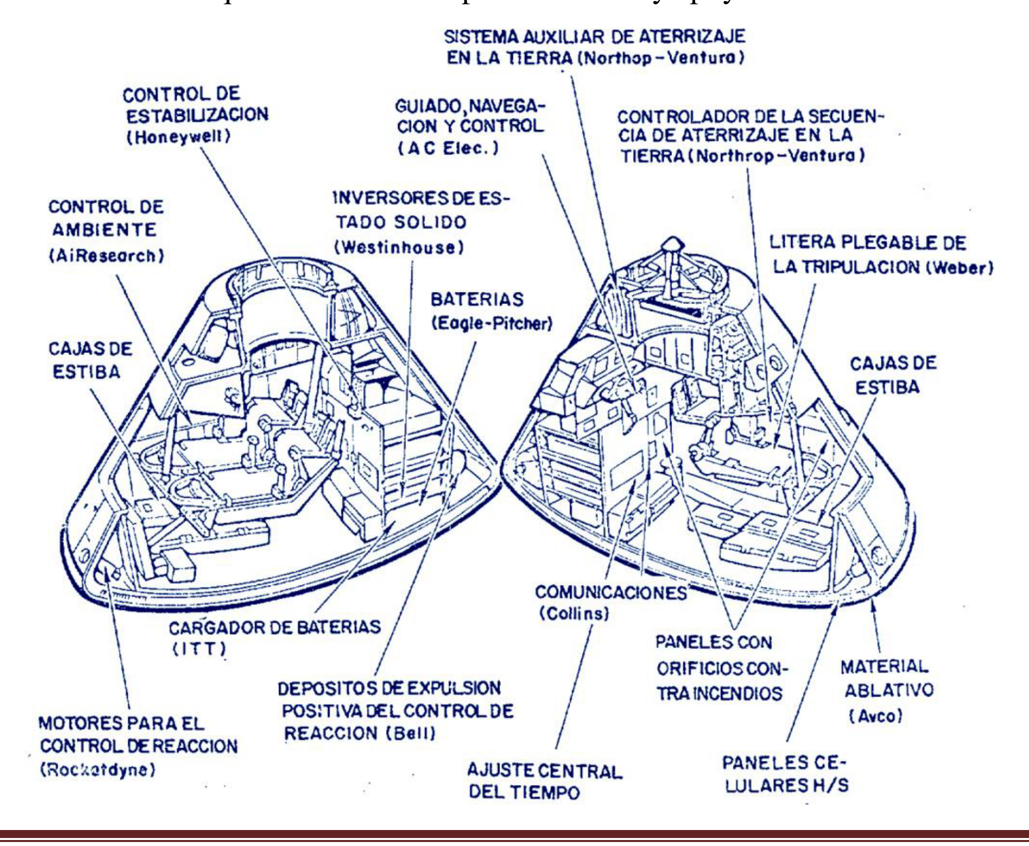
El objetivo del sistema de aterrizaje consistía en poner a los astronautas y al Módulo de Comando en tierra sanos y salvos, después del aborto de una misión, el sistema de aterrizaje constaba de subsistema de lanzamiento de la coraza térmica, lanzamiento de la coraza delantera, subsistema de controladores de secuencias, medios auxiliares de recuperación y el subsistema de paracaídas, este último integrado por dos paracaídas de frenado de nylon de 5 m de diámetro; tres paracaídas piloto de nylon, con ranura anillada, de 2,5 m de diámetro; tres paracaídas principales de nylon con vela anular de 25 m de diámetro y las bolsas de despliegue, correajes, cargas explosivas y herramientas para adosarlos al Módulo de Comando.



Módulo de Comando

El Módulo de Comando era el compartimiento de los tripulantes de la misión, contenía el equipo automático y manual para controlar y vigilar los sistemas de la nave, incluyendo el equipo necesario para la seguridad y confort de los tripulantes; consistía en un compartimiento delantero, uno para los tripulantes y otro compartimiento posterior, separado en una estructura interior y exterior, la estructura interior (denominada casco de presión) era una construcción del tipo panel de abeja de Aluminio, reforzada interiormente por un cuerpo compuesto de un conjunto soldado de diferentes revestimientos tratados químicamente y piezas mecanizadas, este casco de presión estaba rodeado por una estructura exterior del tipo panel de abeja de acero inoxidable con fuerte soldadura, la estructura exterior tenía un material separador para protección térmica durante la reentrada atmosférica, unido a la cara externa de la estructura exterior; entre las dos estructuras principales tenía instalado material aislante como protección térmica adicional, también contenía los dispositivos del sistema de control ambiental para mantener el adecuado ambiente de la cabina durante toda la misión, llevaba también el sistema de control de vuelo, que incluía el sistema de estabilización, orientación, navegación y control; sistema de control de reacción (para controlar la posición durante la reentrada) los controles para sistemas de propulsión del Módulo de Servicio y los sistemas de comunicaciones; en la parte superior se hallaba el mecanismo de acople del Módulo Lunar y que servía también de vehículo de reentrada para los astronautas, llevaba una cubierta de material separador y dos paracaídas de frenado, tres paracaídas piloto y los tres paracaídas principales.

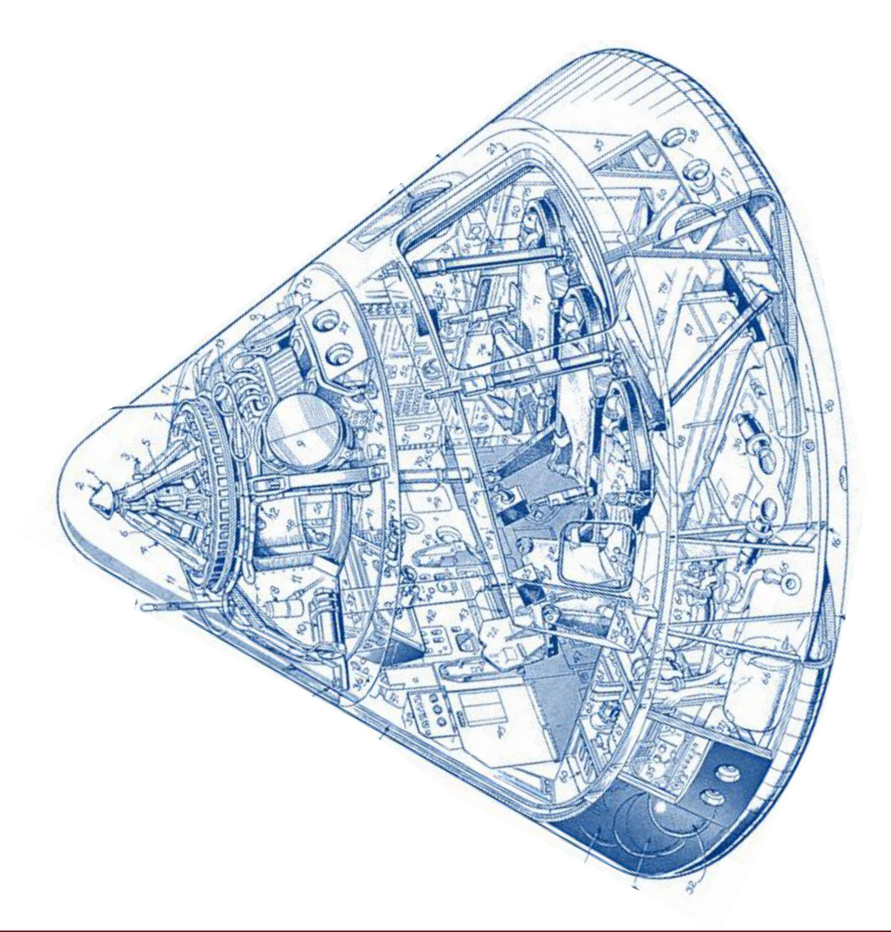
Características importantes del exterior del Módulo de Comando la constituían la escotilla de acceso de los tripulantes, la cual se utilizaba para la entrada y salida en tierra y para las EVA en el espacio, como también los motores que proporcionaban el control de cabeceo, guiñada y balanceo, antes y durante la reentrada atmosférica terrestre, tenía dos ventanillas que permitían la visión hacia delante para el encuentro y acople con el Módulo Lunar, también disponía de dos ventanillas laterales, el cordón umbilical del Módulo de Comando al de Servicio se hallaba en el lado opuesto de la escotilla de acceso de los tripulantes y se empleaba a los fines de unir los sistemas del Módulo de Servicio que se necesitaban para abastecer y apoyar el Módulo de Comando.



Los controles de la mayoría de los subsistemas de la nave se encontraban en la consola principal (encima de los asientos) disposición que permitía su frecuente atención y rápido control por los astronautas, las exhibiciones visuales, cuya lectura se efectuaba dentro de parámetros dados, estaban marcadas con magnitudes para ayudar a los tripulantes a determinar rápidamente las condiciones de la nave, luces de precaución y aviso llamaban la atención de los astronautas con respecto a las condiciones fuera de las tolerancias, todos los controles del Módulo de Comando podían ser manejados con los guantes puestos, las especificaciones técnicas y los procedimientos desarrollados en combinación con las necesidades de los astronautas dictaron la disposición y posición de los controles y de exhibiciones visuales del Módulo de Comando.

El Sistema de Estabilización y Control (SCS) era uno de los cuatro sistemas integrados para controlar el vehículo espacial (los restantes eran el Sistema Propulsor de Servicio, Sistema de Control de Reacción y el Sistema de Orientación, Navegación y Control) el SCS recibía señales manuales de entrada de los tripulantes y señales eléctricas de entrada de los elementos de inercia, a fin de generar las órdenes para las maniobras de rotación y traslación, el control del vector de empuje y la estabilización de los regímenes.

Los principales componentes del SCS eran los conjuntos giroscópicos control de conectado-desconectado del motor de reacción, conjunto electrónico de exhibición visual, acoplador giroscópico de la exhibición visual, conjunto electrónico de control, indicador de la posición de cardan y de la presión de combustible, unidades de FDAI (Director Indicador de Actitud de Vuelo) Servoamplificador de la posición del vector de empuje, conjuntos giroscópicos 1 y 2, panel de control de actitud, control de translación, controles de rotación (sistema que permitía la libre elección de las distintas modalidades de operación que quedaban dentro de los limites de tres perfiles totalmente diferentes de control de vuelo, vuelo por inercia (ambiente terrestre-orbital), vuelo propulsado (ascenso atmosférico y ambiente terrestre-orbital) y vuelo atmosférico (reentrada sin propulsión).

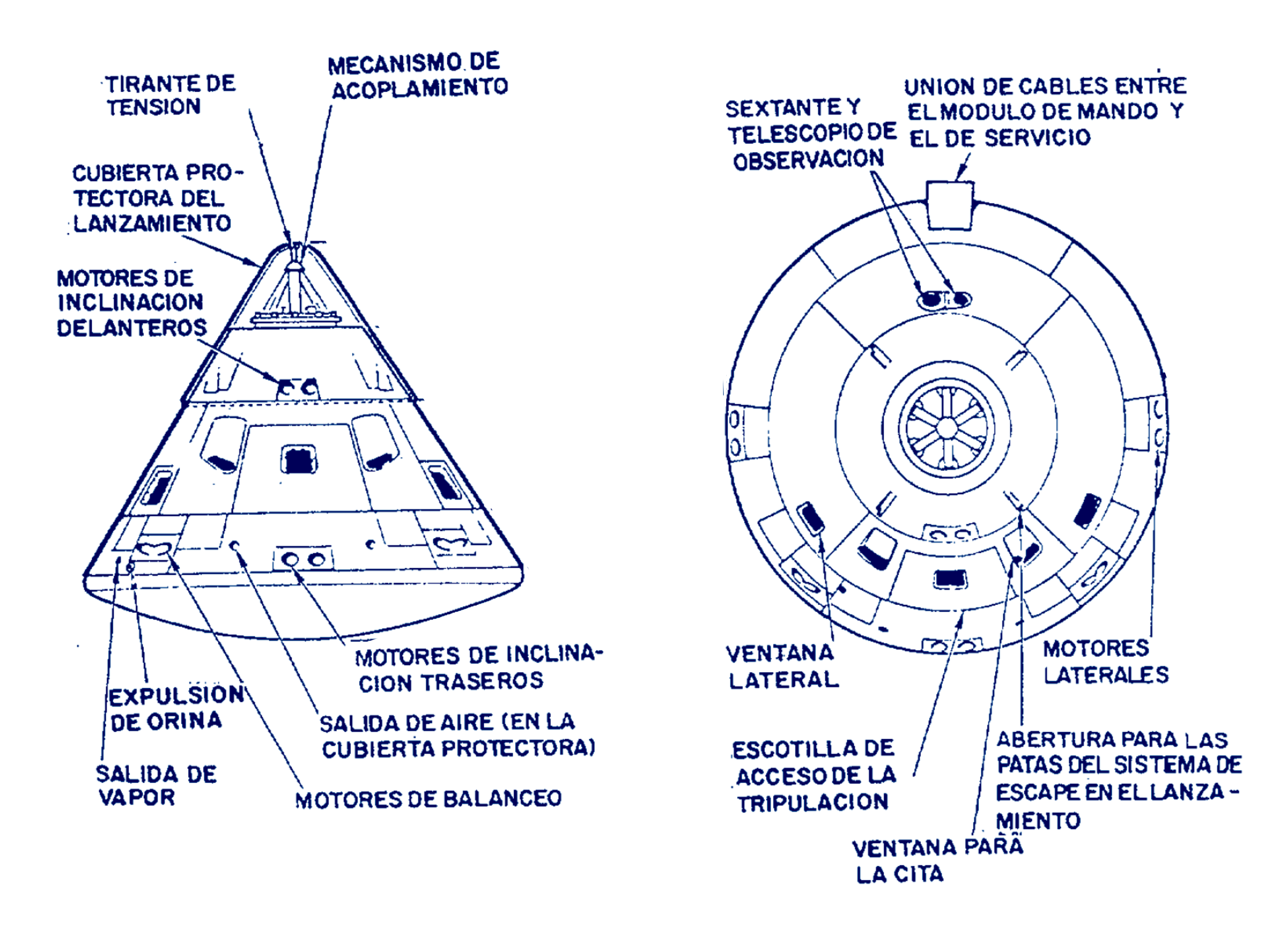


Las exhibiciones visuales del vehículo espacial proporcionaban la supervisión de la actitud y los regímenes de la nave, errores de actitud, precauciones y avisos; los controles proveían las disposiciones de los conmutadores para ordenar las modalidades, señales de entrada con el fin de cambiar el estado operativo y permitir la anulación manual de todas las funciones automáticas.

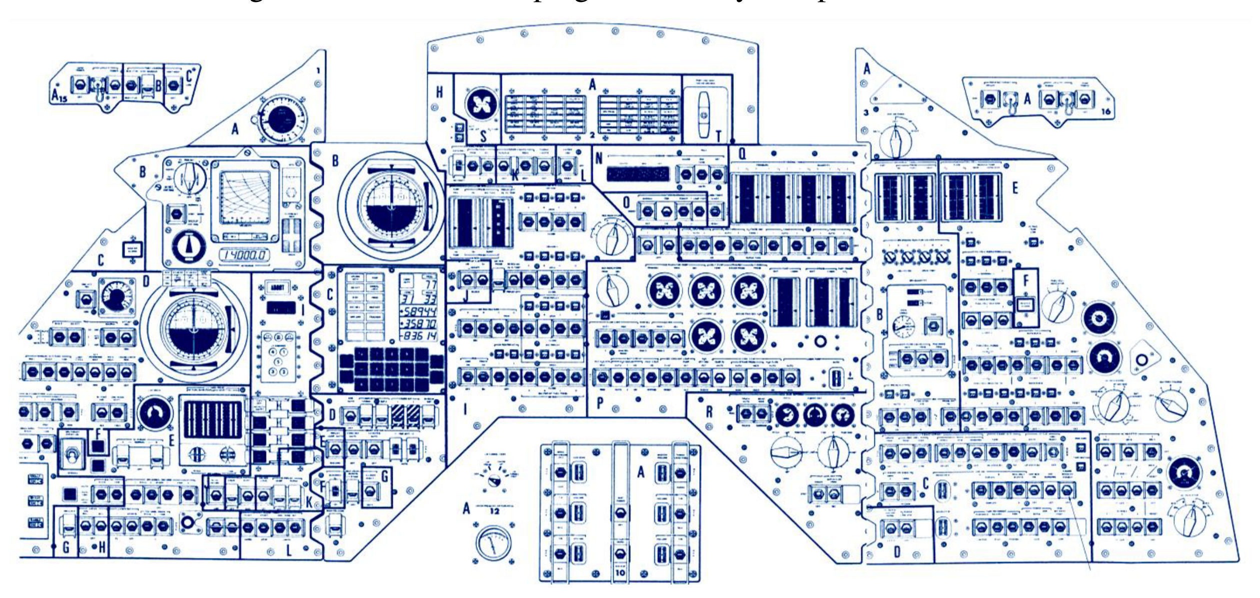
El sistema de guiado, navegación y control era un equipo automático, dirigido y manejado por los tripulantes del vuelo, este sistema desempeñaba tres funciones básicas, orientación de inercia, navegación óptica y control del vehículo espacial, constaba de los subsistemas de inercia, óptica y cálculo, encontrándose en el compartimiento inferior para los equipos y en la consola principal de exhibición visual del Módulo de Comando.

Los tres subsistemas, individualmente o de forma combinada eran capaces de establecer periódicamente y mediante observaciones ópticas, una referencia de inercia que se utilizaba para las mediciones y calcular la posición y velocidad de la nave por navegación óptica, orientación de inercia, generar la señal de dirección y las órdenes de impulso que eran necesarias para mantener la trayectoria de la nave.

El Sistema de Control de la Reacción (RCS) proporcionaba el impulso requerido para controlar la actitud de la nave espacial durante las fases terminales de la misión, consistía de dos sistemas idénticos e independientes, de los cuales sólo uno actuaba en un determinado momento, si uno de los sistemas se averiaba, el otro podía proveer el impulso necesario para las maniobras de preentrada y entrada, cada uno de los sistemas constaba de dos motores para el balanceo, inclinación e inclinación lateral y cada uno de ellos tenía también depósitos de almacenamiento y presurización del propulsante.

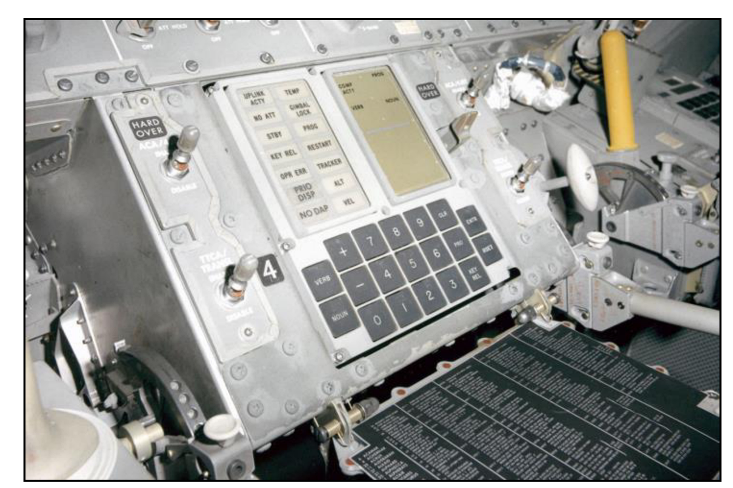


En el interior del Módulo de Comando, el Sistema de Control y Mando se encontraba localizado sobre los asientos de los astronautas facilitando así su manejo, los mandos y controles de la parte izquierda correspondían a los Sistemas de Propulsión, Estabilización, Reingreso, Seguridad y Detección de Emergencias, la computadora AGC, los indicadores de altura, posición de vuelo y velocidad, en el centro se localizaban los mandos del Sistema de Audio, Ambiente y Controles de Reacción, a cuyo lado estaba el Sistema de Telemetría y comunicaciones, así como los indicadores de Oxígeno, Cantidad de Propergol, Presión y Temperatura.



La nave contaba con un sistema de pilotaje con más de 500 interruptores, 40 indicadores y al menos 70 luces, encontrándose los dispositivos principales duplicados para mayor seguridad, que controlaban el sistema de estabilización y control (encargado de mantener la posición de vuelo y el empuje deseado del motor de propulsión del Módulo de Servicio; también disponía de un sistema de acople del Módulo de Comando y Servicio al Módulo Lunar que se encontraba localizado sobre el compartimiento de los paracaídas, y que constaba de un dispositivo cónico articulado de guía, que se extendía al establecer el contacto para alinearse perfectamente al Módulo de Comando y Servicio, con el Módulo Lunar y el anillo de encaje y fijación; el equipo de supervivencia para luego del amerizaje consistía en una balsa hinchable, emisora de radio, dispositivo desalinizador de agua, botiquín y 7 lts de agua potable.

La computadora Display Keyboard Apollo Guidance Computer (AGC) también llamada DSKY, de la nave Apollo era un proyecto muy innovador para la época y requirió mucho trabajo de investigación y diseño en distintas áreas, como debía caber en un pequeño espacio que tenía asignado dentro de la nave, era necesario reducir el tamaño todo lo que se pudiera y el tipo de tecnología a utilizar era algo vital para poder cumplir las metas de tamaño y peso. Con este fin se recurrió a lo más avanzado en electrónica en esos años que eran los circuitos integrados, de reciente invención, en el Massachusetts Instituto of Technology (MIT) tenían como tarea estudiar esta nueva tecnología y ver cuál era la mejor forma de utilizar estos componentes en el proyecto, pero manteniendo la confiabilidad requerida.



La tecnología de las memorias también era algo muy importante para poder disponer de suficiente información en el sistema sin exceder el volumen disponible, a nivel diseño se necesitaba crear una arquitectura que fuera capaz de correr eficientemente un programa complejo que todavía no había sido escrito pero cuyas características ya se estaban delineando, y, a la vez, como la tecnología electrónica no permitía todavía una gran miniaturización, había que simplificar el diseño dejando sólo lo necesario para que el tamaño de la computadora fuera el adecuado.



Era necesario encontrar un punto de equilibrio entre la complejidad del hardware y el software, porque agregarle más funcionalidad al hardware aumentaría el tamaño del equipo aunque simplificaría el desarrollo del software, por otro lado, si se le quitaban funciones al hardware sería necesario escribir programas más complejos que realizaran por software lo que no era posible por medio de la electrónica y de esta forma se hacía más complicado el proceso de desarrollo, mientras la ejecución se volvía más lenta al haber más instrucciones, elevando el riesgo de que la computadora no fuera capaz de ejecutar todo lo necesario para controlar la nave en tiempo real.

Esta computadora debía cumplir la función de pilotear la nave, principalmente controlando los motores, tanto el principal como los pequeños propulsores que ajustaban el ángulo de la nave, y lo debía realizar obteniendo información de los giroscopios y acelerómetros para saber cómo se estaba moviendo en el espacio y para poder interactuar con el mundo físico, la AGC necesitaba un sistema de entradas y salidas conectado a los distintos sistemas eléctricos de la nave para poder saber en que estado se encontraba en cada momento y también poder controlar a la nave.

Estaba fabricada con 2800 circuitos integrados, todos iguales entre sí y cada uno con un nivel de integración muy bajo (6 transistores con sus conexiones en cada integrado) lo que daba un total de 16800 transistores para toda la computadora, aun con circuitos integrados tan poco sofisticados la ventaja que se tenía (comparado con el uso de transistores independientes) era mucha en ahorro de consumo eléctrico, volumen y conexiones.

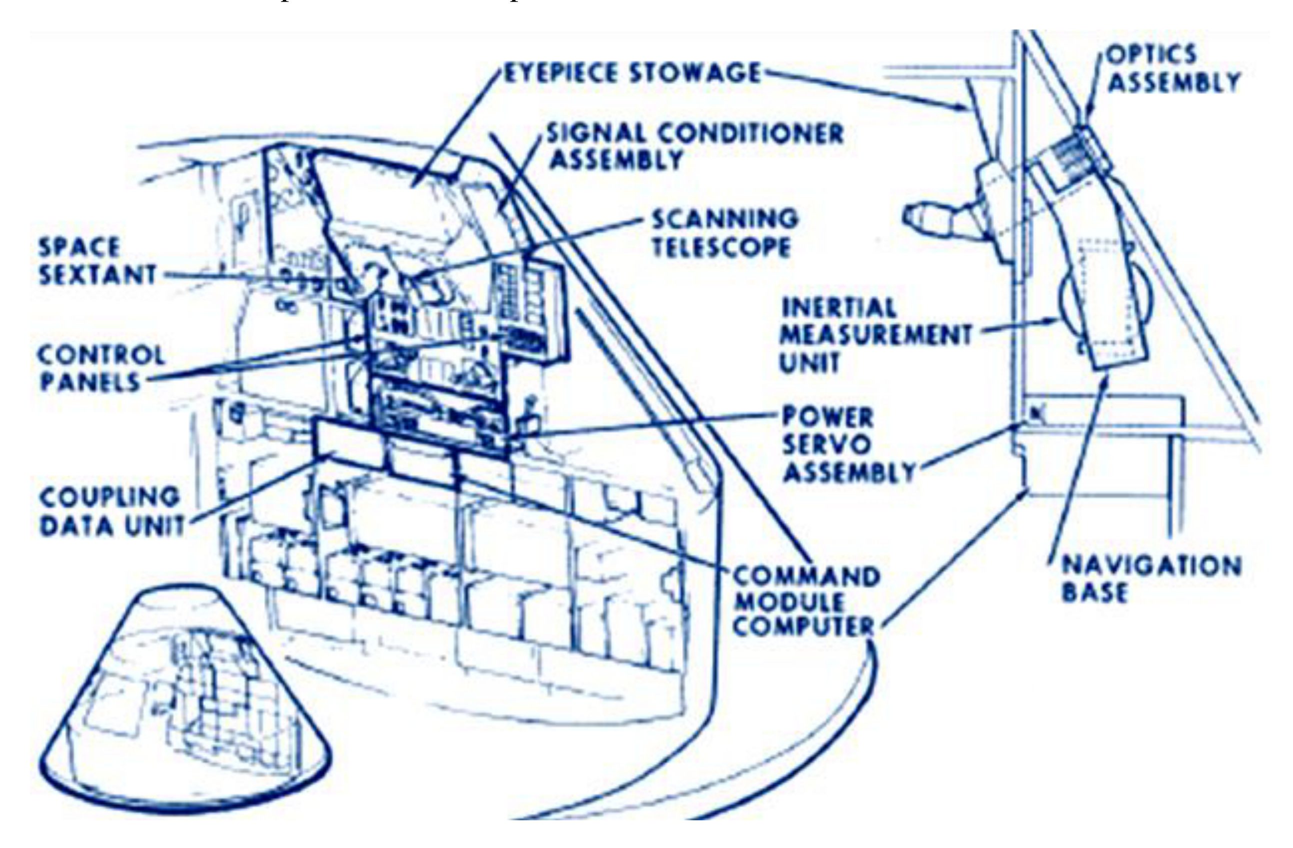
La AGC es anterior a la adopción del estándar de representación de las cantidades con 8 bits y sus múltiplos (16, 32, 64, etc.) que se fue dando con el tiempo, y en su diseño se optó por usar palabras de 15 bits, eran comunes en la época computadoras de 36 bits (IBM 7090, PDP-10) 25 bits (UNIVAC III) o 12 bits (PDP-8) entre otras, este tamaño de palabra se utilizaría tanto para datos como para instrucciones.

Las memorias de la AGC trabajan con palabras de 16 bits porque cada palabra incluía un bit extra de redundancia, este bit es redundante porque es dependiente del valor de los otros 15 bits (indica si hay una cantidad par o impar de bits en 1 en los 15 bits de datos) y servía para detectar rápidamente la existencia de un problema de hardware si no coincidía con el valor esperado.

Con este bit de paridad se podía detectar un problema con una probabilidad de un 50% en una palabra, pero cuando había más palabras con errores la probabilidad de detectarlos obviamente era mayor, este tipo de sistema de detección de errores por bit de paridad era útil en un sistema de control en tiempo real para poder detener la ejecución de la AGC cuando ocurrían errores importantes, porque de seguir funcionando podría realizar acciones que ponían en riesgo bienes materiales o hasta la vida de personas.

El sextante del Módulo de Comando permitía realizar mediciones ópticas muy precisas y se podían leer los ángulos de ese instrumento desde la computadora, pero es el software el que debía realizar todos los cálculos para obtener la orientación y posición de la nave en base a esas mediciones.

En la computadora se tenía una lista de 38 estrellas, cada una con sus coordenadas en el cielo según un sistema de referencia común a todas, para seleccionar una estrella se le indicaba el código que tenía esta estrella en la lista usando la numeración Octal, por ejemplo el código 12 Octal era Rigel, 14 Canopus, 15 Sirio, 36 Vega y 40 Altair, si se le indicaba a la computadora que apuntara hacia una de estas estrellas, rotaría la nave y al sextante en una orientación tal que permitiría observar esta estrella desde el visor de este instrumento, si la calibración de la unidad inercial estaba bien, al mirar por el sextante se podía observar esta estrella en el centro.



Si hiciera falta calibrar a la unidad inercial, se rotaba a la nave buscando una de las posibles 38 estrellas hasta que se la pudiera observar por el visor del sextante y luego se ajustaba el sextante hasta que la estrella quedara en su centro y se le indicaba a la computadora que estaba centrada, el software, al conocer los datos de la orientación de la nave con respecto a la unidad inercial, la orientación del sextante con respecto a la nave y las coordenadas de la estrella hacia la que apuntaba el sextante, calculaba la desviación de la unidad inercial, si se realizaba esta operación con dos estrellas distintas, la computadora calculaba cuanto había que ajustar la unidad inercial para dejarla bien orientada en las tres dimensiones, en el visor se le mostraba este valor al astronauta y, si lo aceptaba, aplicaba el cambio sobre la unidad inercial, el otro uso que se le daba al sextante era para calcular la posición de la nave en el espacio.

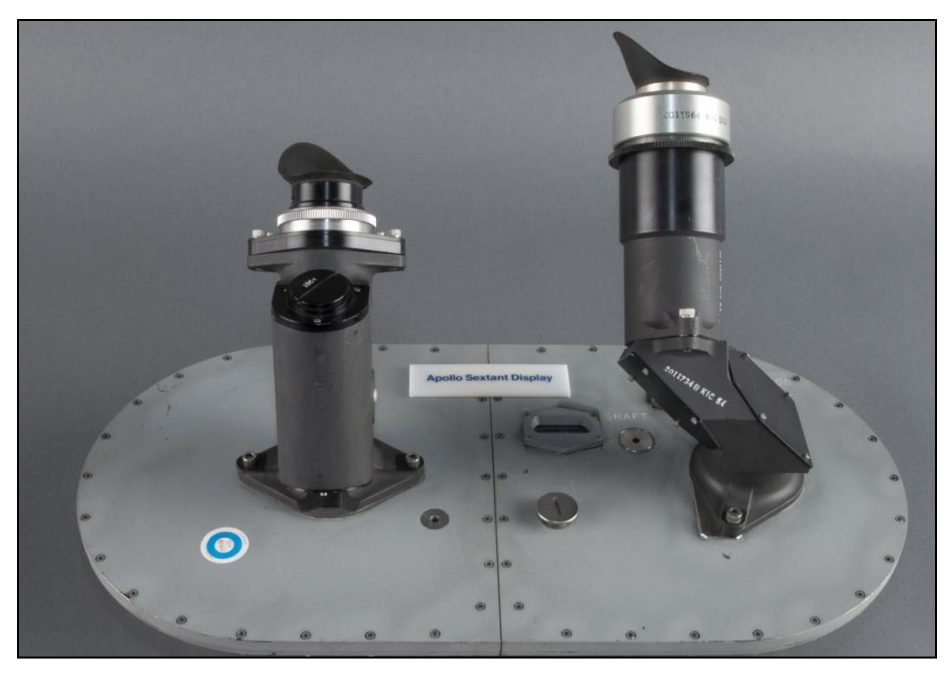
Para eso, en lugar de simplemente apuntar hacia una estrella, se utilizaba la capacidad del sextante para medir ángulos entre dos objetos, se orientaba la nave para apuntar hacia el horizonte de la Tierra o de Luna con el visor fijo del sextante, luego se movía el otro visor del sextante hasta apuntar en su centro a una estrella conocida hasta que el horizonte y la estrella (que el astronauta los veía superpuestos) quedaran perfectamente alineados.

Como la nave se movía a una velocidad considerable con respecto a uno de los cuerpos observados, ya sea la Tierra o la Luna, sobre todo teniendo en cuenta que se observaba con un aumento de 28X, entonces esta alineación duraría un instante, la computadora tomaba la hora en que se hizo la medición y el ángulo en que se encontraba el horizonte y la estrella en ese instante dado, como también se conocía el movimiento orbital de la Tierra y la Luna y se sabía la posición que deberían tener en el momento preciso en que se realizó la medición y también al conocer las coordenadas de la estrella observada; calculaba desde que punto del espacio en que se realizó la medición y esa era la posición de la nave exacta en el espacio.

Si bien la precisión del sextante era muy alta, cualquier pequeña desviación en las mediciones podía producir que se calculara una posición muy alejada de la real, para corregir desviaciones en las observaciones, el software usaba una técnica matemática conocida como filtro de Kalman, que se había desarrollado poco tiempo antes de comenzar el programa Apollo, y el MIT la estudió exhaustivamente para utilizarla en la navegación, el resultado de una medición se podía tomar como la suma del valor real que se intentaba medir y ruido, este ruido eran las desviaciones producidas por imperfecciones en los instrumentos y, si se consideraba que la distribución de este ruido era completamente al azar, el filtro de Kalman ayudaba a filtrarlo en gran medida para obtener mediciones más precisas, esta es una técnica estadística que trabajaba sobre una serie de mediciones, nunca en una aislada, promediando el ruido entre mediciones y utilizando estimaciones de margen de error de cada sensor del sextante.

La implementación en el software fue bastante sencilla porque con cada medición que se efectuaba se utilizaban coeficientes para filtrar el ruido y a la vez se actualizaban estos valores para que se usaran en la próxima medición, esto no requería una gran cantidad de procesamiento extra, salvo unas pocas operaciones aritméticas por cada medición.

La consecuencia de utilizar este filtro es que las mediciones iban mejorando a medida que se hacían más, las primeras observaciones que se realizaron no arrojaron buenos resultados y era necesario efectuar varias hasta que se empezaron a hacer más precisas, era muy importante que todas las observaciones las hiciera la misma persona y usara siempre el mismo criterio, porque, por ejemplo, en la determinación del horizonte, la atmósfera terrestre hacía difícil decidir dónde terminaría la Tierra y empezaría el espacio, pero si en todas las mediciones se tomaba este límite, en el mismo lugar, los cálculos mejorarían.

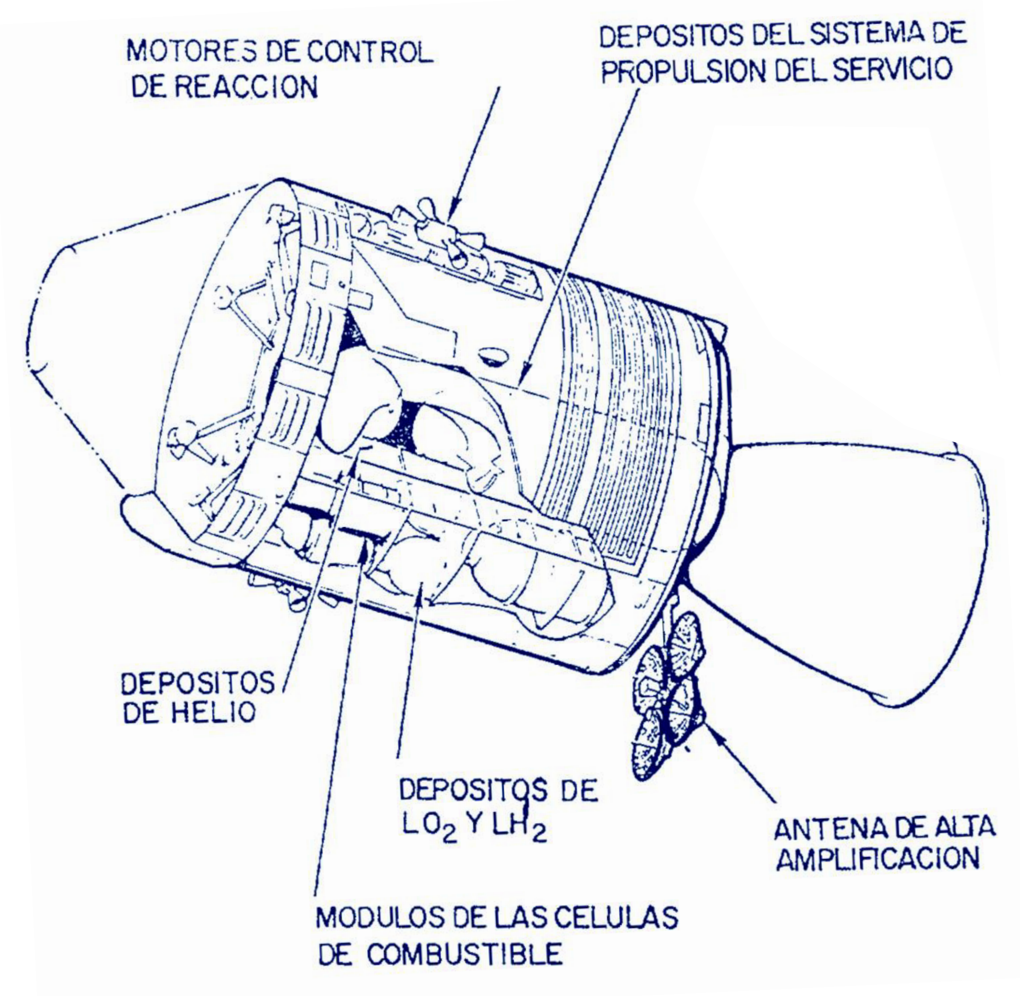


Módulo de Servicio

El Módulo de Servicio proveía el soporte vital a la nave espacial durante la misión, suministrando Oxígeno para el sistema de control ambiental, el motor de propulsión utilizaba propulsantes hipergólicos y producía el empuje para los cambios de velocidad y las maniobras, también, alrededor del Módulo tenía instalados cuatro conjuntos de control de reacción, compuesta cada uno por cuatro toberas de motor cohete, cuyo objetivo era el de proporcionar control de inclinación, balanceo, desviación lateral y cambios en velocidad para toda la configuración combinada de la nave.

Las células de combustible para la corriente eléctrica producían 1500 vatios cada una mediante el consumo químicamente de Oxígeno e Hidrógeno, producían electricidad, el subproducto de las células de combustible era agua potable para el uso de los astronautas, los radiadores espaciales empleaban una solución de agua y glicol que circulaba a través de túneles radiadores de paredes delgadas para refrigerar los subsistemas del Módulo de Servicio

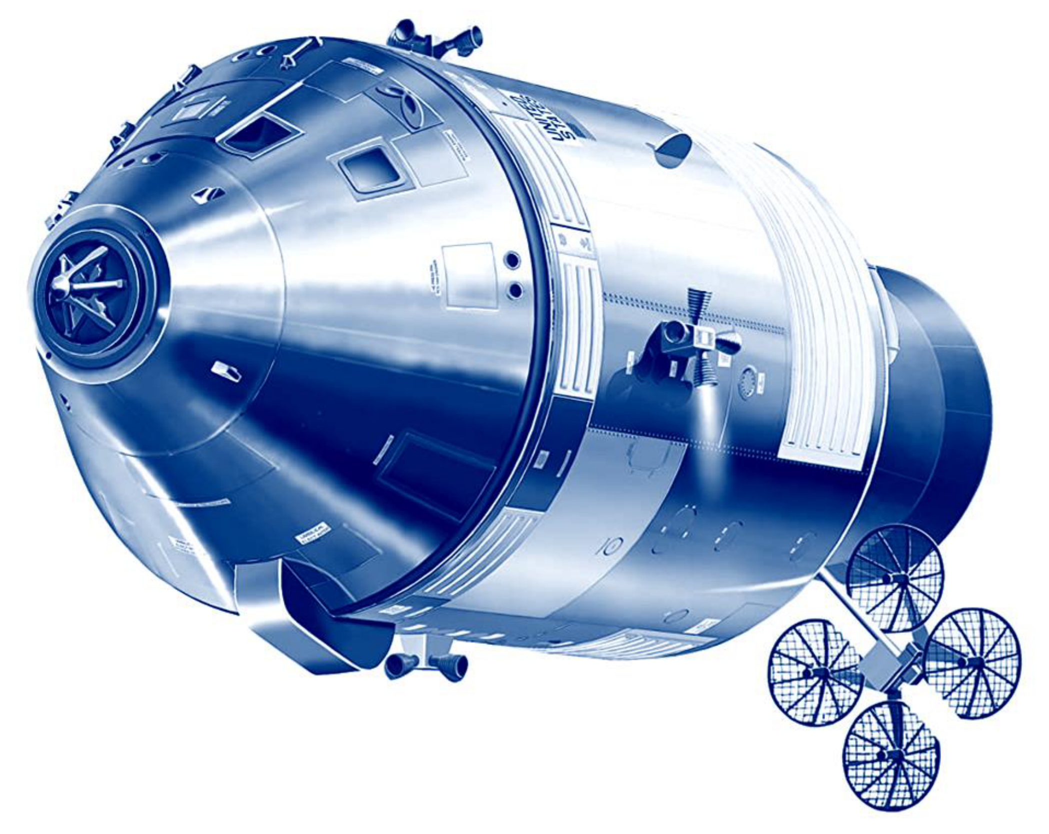
El objetivo fundamental del sistema de control ambiental era el de proporcionar un ambiente controlado a los astronautas durante su misión, contando con un circuito de aire acondicionado a la presión para su utilización durante condiciones normales o en una emergencia y una atmósfera cómoda en la cabina presurizada como para trabajar en mangas cortas que se empleaba durante condiciones normales, el sistema también distribuía Oxígeno y agua potable caliente/fría, eliminando el bióxido de Carbono, olores y aguas residuales, el sistema también dispersaba las cargas térmicas del equipo electrónico.



Dos de los generadores de energía proporcionaban a la nave espacial electricidad de 28 W de corriente continua, el primer generador consta de tres instalaciones de pilas electroquímicas de hidróxido (Hidrógeno y Oxígeno) el segundo está constituido de baterías de acumuladores de óxido de Plata y de Zinc, las instalaciones de células de combustible se utilizaban durante toda la misión hasta que el Módulo de Comando se separara del de Servicio, cualquiera de las tres instalaciones suministraban energía suficiente para las cargas normales de la misión; las células de combustible, el sistema de almacenamiento criogénico para el Hidrógeno y Oxígeno, los radiadores espaciales refrigerados de glicol estaban situados en el Módulo de Servicio.

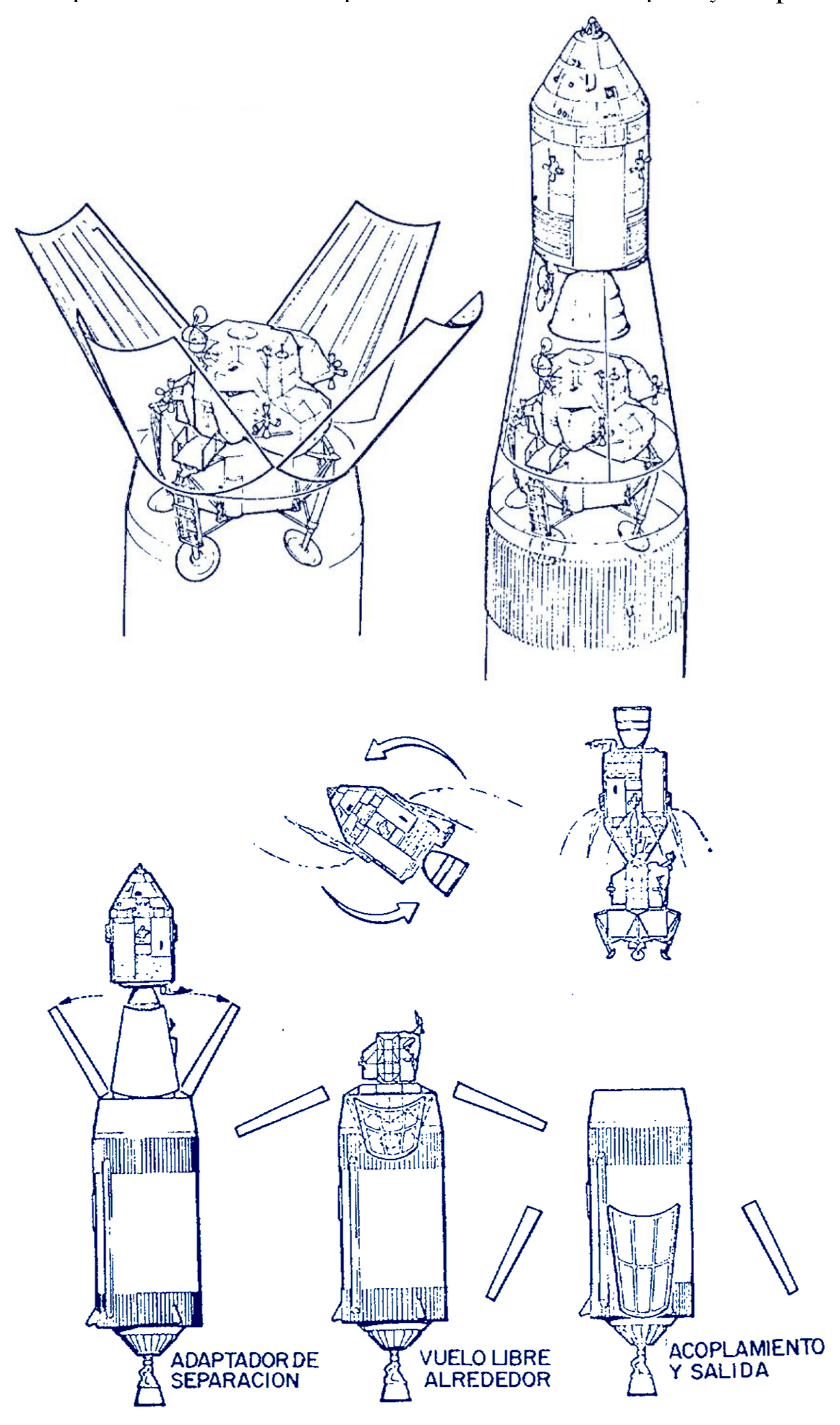
Cada una de las tres células de combustible constaba de 31 pilas individuales conectadas en serie, cada pila tenía un compartimiento de Hidrógeno, uno de electrolito, un compartimiento de Oxígeno y dos electrodos, el electrolito estaba compuesto de hidróxido de Potasio y agua, que proporcionaba una conducción iónica entre los electrodos, el electrodo de Hidrógeno estaba compuesto de Níquel, mientras que el electrodo de Oxígeno estaba compuesto de Níquel y óxido de Níquel; esta estructura de los electrodos permanecía constante durante toda la operación de las células de combustible, los reactantes de Hidrógeno y Oxígeno consumibles se suministraban a la pila mediante una presión regulada utilizando la presión del Nitrógeno como referencia, así como para acondicionar a la presión los grupos electrógenos; la electricidad, el agua y el calor eran generadas por reacciones químicas consumiéndose los reactantes en proporción a la carga eléctrica.

El Sistema de Propulsión del Módulo de Servicio proporcionaba el empuje necesario para los grandes cambios de velocidad de la nave después de separarse del cohete, constaba de un motor-cohete, instalación de suspensión cardánica; depósitos para presurización, propulsantes y piezas combinadas, el uso del empuje del sistema variaba según las condiciones y el momento; los propergoles para este sistema contaban con una mezcla de 50-50 de UDMH e hidracina como combustible y tetróxido de Nitrógeno como oxidante, el sistema de almacenamiento y distribución de estos propulsantes constaba de dos depósitos de combustible, dos depósitos de oxidante, dos de Helio, tubos y cables eléctricos.



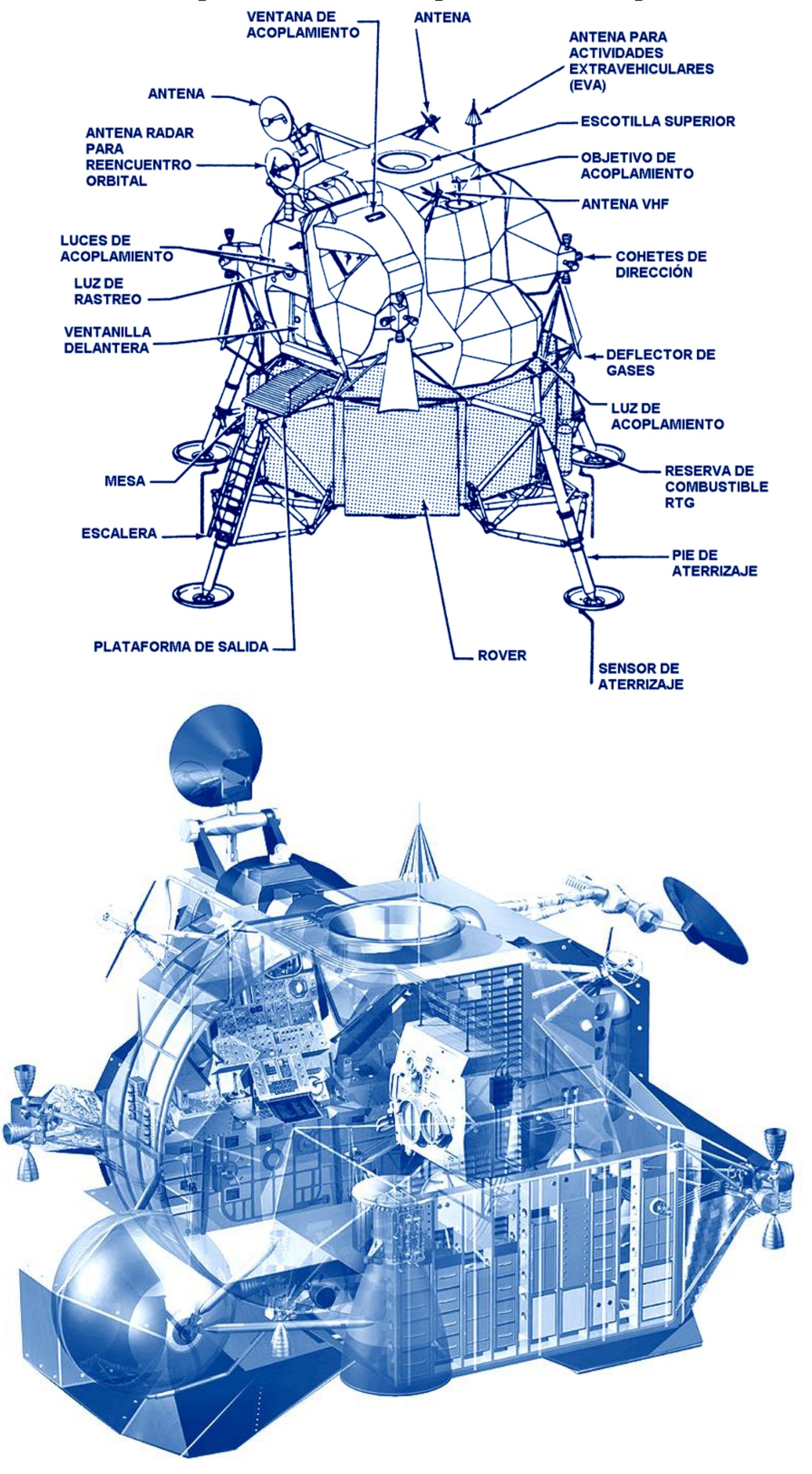
Adaptador Espacial

El adaptador de la nave/Módulo Lunar era un cono construido de paneles de Aluminio alveolar reforzado que se unen con remaches dobles interiores y exteriores, el adaptador se unía al Módulo de Comando con la unidad instrumental de la etapa S-IVB y alojaba en su interior al Módulo Lunar, tiene 8,50 m de largo, 4 m de diámetro en el extremo delantero y 7 m de diámetro en el extremo posterior, las cargas van instaladas en los cuatro paneles que se articulan en el extremo posterior, dejando al descubierto el Módulo Lunar y separando el Módulo de Servicio y el de Comando del adaptador, los paneles se abren hacia afuera 45° y después son lanzados para hacer accesible el Módulo Lunar, finalmente los paneles son lanzados para la maniobra de traspaso *y* acople.



Módulo Lunar

No tenía ninguna característica aerodinámica, con un peso de aproximadamente 14 tn y constaba de dos cuerpos, uno para el descenso y otro para la ascenso, el módulo de descenso llevaba un motor cohete que proporcionaba el empuje de retropropulsión para el alunizaje, el cuerpo de descenso se empleaba como plataforma de lanzamiento del cuerpo de ascenso que se elevaba desde la Luna hasta el punto de encuentro con el Módulo de Comando y Servicio que estaban en órbita; el cuerpo de ascenso también llevaba un motor cohete y cuatro equipos de motores de control de reacción que se utilizaban para el control de posición o sólo para el de ascenso.



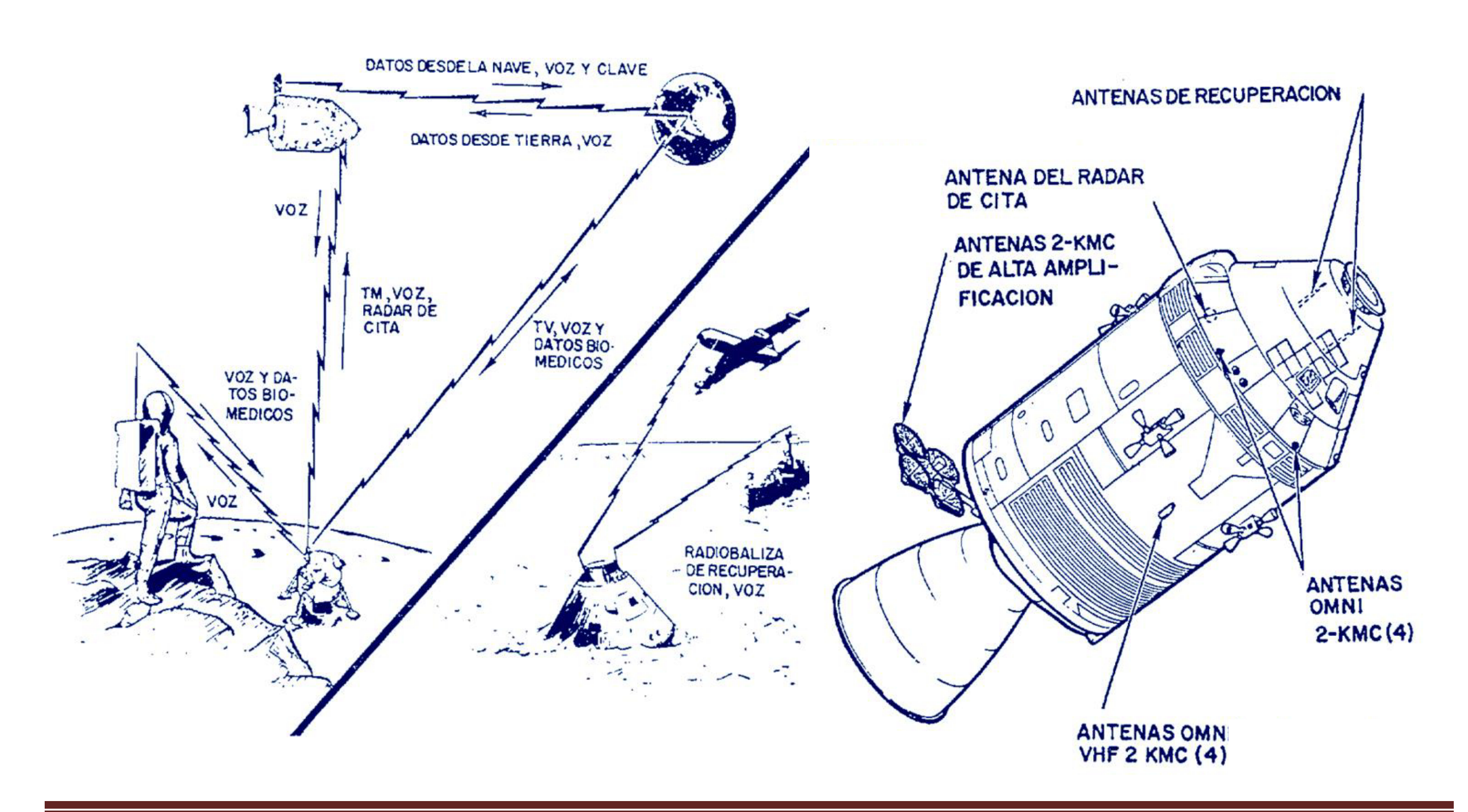
Telecomunicaciones

El sistema de telecomunicaciones permitía obtener datos verbales, TV, seguimiento y distancia entre la Red de Vuelo Espacial Tripulado, situada en diferentes puntos de la Tierra, el Módulo Lunar y el sistema de soporte vital portátil, permitía también comunicación en la nave y comprendía el equipo central para la sincronización de otros equipos y la correlación de los datos telemétricos.

Las comunicaciones de la nave empezaban y terminaban en los casco de los astronautas que se usaban para todas las transmisiones y recepciones orales, para las intercomunicaciones de la nave y las comunicaciones con el centro de control del lanzamiento durante la verificación previa al lanzamiento, cada astronauta tenía un tablero de control de sonido que le permitía seleccionar y controlar las entradas y salidas de su casco telefónico, podían usar dos métodos de transmisión-recepción, el receptor-transmisor VHG/AM o el emisor-transmisor de Banda S en el equipo unificado de Banda S, la transmisión se controlaba por los interruptores para hablar o por circuito VOX de relé que funcionaba por la voz (los interruptores servían también como interruptores de transmisión de emergencia del equipo de Banda S unificado.

Los sistemas operativos y de estructura de la nave estaban dotados de sensores y traductores que recogían datos de su condición física, los datos biomédicos recibidos de los sensores que portaban los astronautas y los datos sincronizados recibidos del equipo sincronizador eran captados también, estas distintas formas de datos sin clasificar eran asimiladas dentro del sistema, procesadas y transmitidas a la Red de Vuelo Espacial Tripulado.

Los datos obtenidos de los instrumentos operativos podían ser guardados en un equipo y ser transmitidos o analizados mas adelante, los datos analógicos obtenidos de los instrumentos de cualificación del vuelo quedaban en un equipo registrador para un análisis posterior.

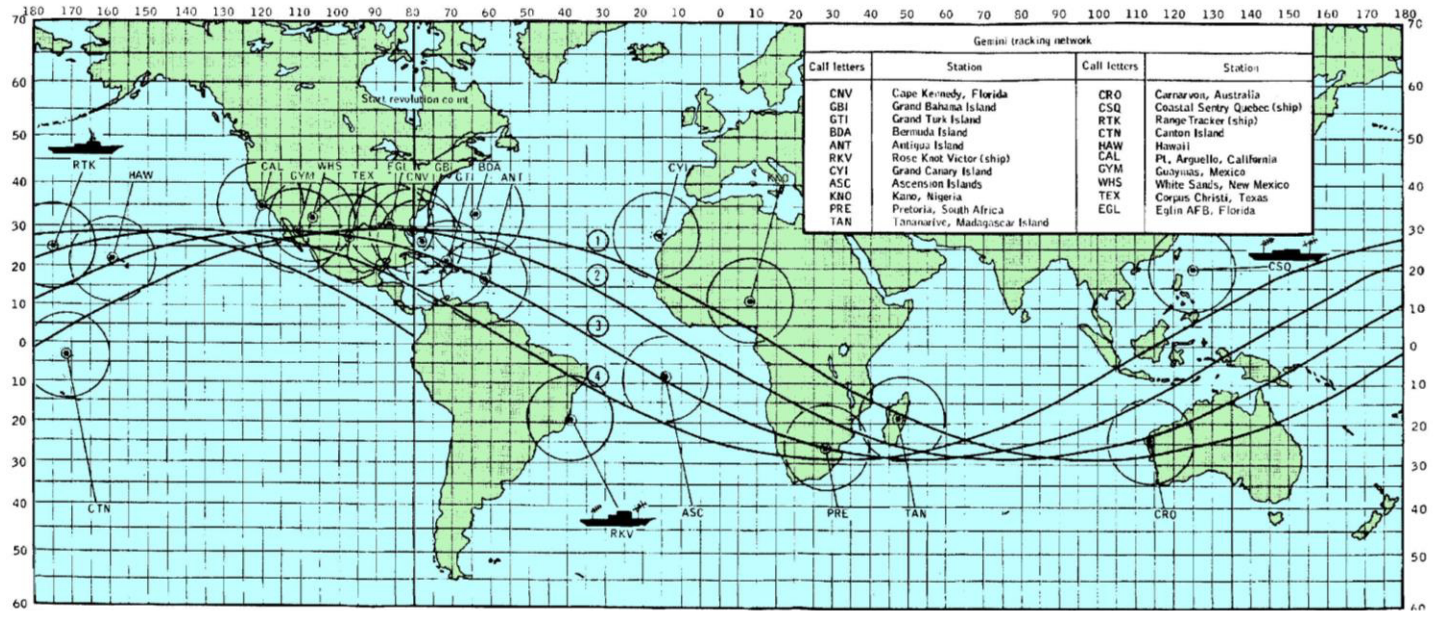


Recepción satelital

Las misiones Apollo fueron monitoreadas por la Red de Seguimiento de Vuelos Tripulados (NSFN) que utilizaba estaciones terrenas alrededor del planeta, equipos a bordo de los barcos de instrumentación Hunstville, Mercury, Vanguard, Redstone equipados con antenas de 9 m de diámetro y 4 aviones C-135 ARIA, los elementos principales eran las antenas de 26 m de diámetro de las estaciones terrenas ubicadas en Madrid, España; Goldstone Estados Unidos y Honeysuckle Creek, Australia, transmitiendo en un ancho de banda de 48 Kb y usando satélites Intelsat, se complementaban con sus gemelas de la Red de Espacio Profundo (DSN) que actuarían como reserva y sus antenas de 64 m que fueron utilizadas para operaciones EVA y seguimiento de los alunizajes.

El resto de la red estaba compuesta por antenas de 9 m con capacidad de banda S, HF o UHF y radar en banda X y C distribuidas en lugares como Merritt Island, Bermuda; Corpus Christi, Islas Canarias; Newfoundland, Canadá; Tananarive, Madagascar; Centro Espacial Wallops; Centro Espacial Kennedy y Balcarce (Argentina), algunas de estas antenas se utilizaron como sistema de seguridad durante el lanzamiento, para asegurar que una falla en el cohete no afectara a la población, abortando o destruyendo el vehículo que volara fuera de su trayectoria y pusiera en peligro a la población; algunas estuvieron relacionadas con operaciones orbitales y reentradas como Guam, Islas Ascensión, Isla Gran Bahama, Kauai (Hawaii).





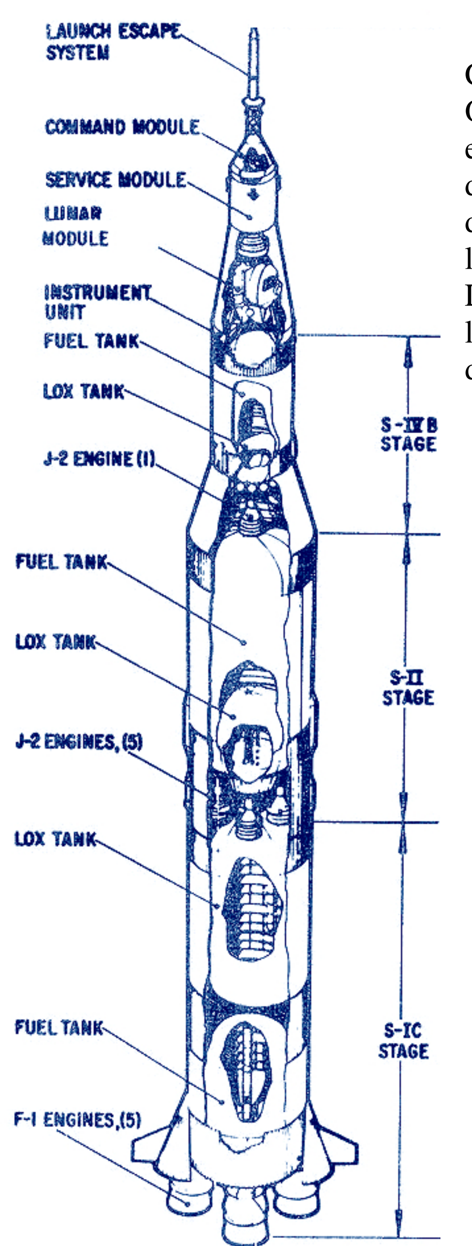
Call letters	Station	Call letters	Station
CNV	Cape Kennedy, Florida	CRO	Carnarvon, Australia
GBI	Grand Bahama Island	CSQ	Coastal Sentry Quebec (ship)
GTI	Grand Turk Island	RTK	Range Tracker (ship)
BDA	Bermuda Island	CTN	Canton Island
ANT	Antiqua Island	HAW	Hawaii
RKV	Rose Knot Victor (ship)	CAL	Pt. Arguello, California
CYI	Grand Canary Island	GYM	Guaymas, Mexico
ASC	Ascension Islands	WHS	White Sands, New Mexico
KNO	Kano, Nigeria	TEX	Corpus Christi, Texas
PRE	Pretoria, South Africa	EGL	Eglin AFB, Florida
TAN	Tananarive, Madagascar Island		



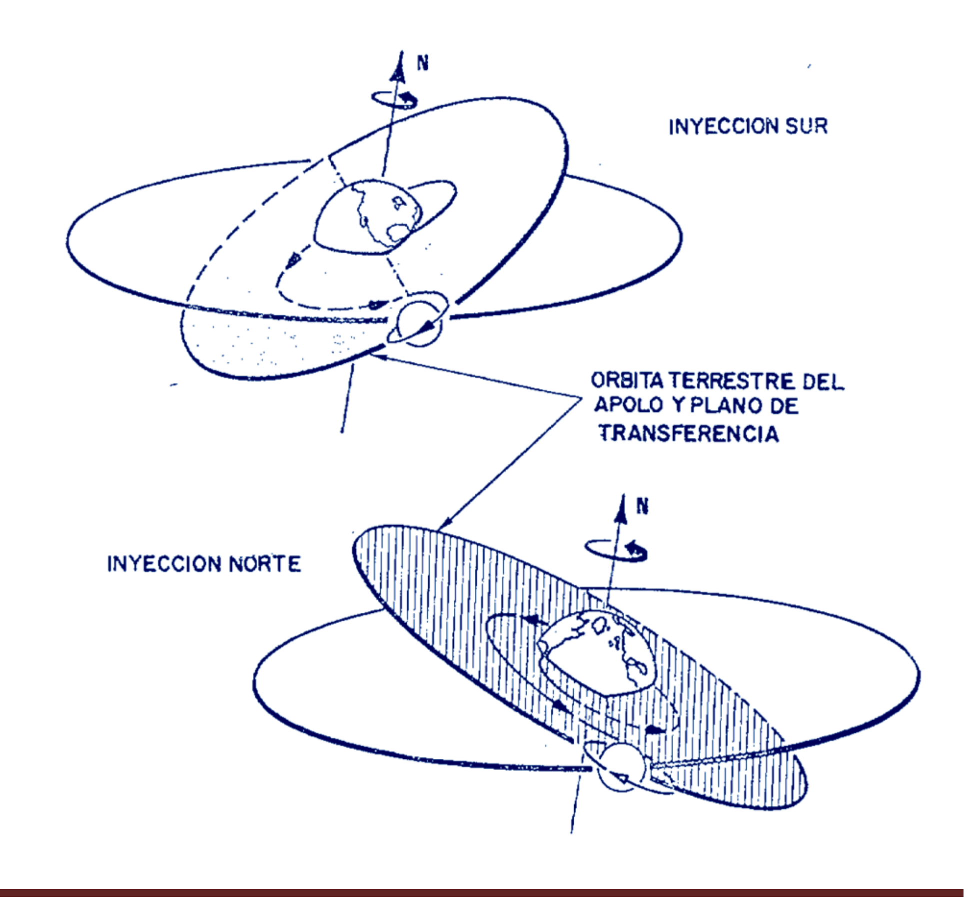


Perfil de la misión

El inicio de la misión lunar desde Cabo Kennedy imponía ciertas condiciones de lanzamiento, los azimuts de lanzamiento estaban confinados entre rumbos de brújula de 72° y 108° desde el Cabo, cada 24 hrs existía la posibilidad de realizar dos lanzamientos, hacia el S o hacia el N (situaciones que se producen al girar la Tierra sobre su eje una vez cada 24 hrs. En la situación de lanzamiento hacia el S, la inyección translunar se produciría en un rumbo meridional en relación con los polos terrestres; por consiguiente, la mayor parte del vuelo translunar tendría lugar por debajo del plano orbital lunar, ocurriendo la parte final del vuelo por encima de este plano a medida que la nave penetraba dentro de la órbita lunar; la situación de lanzamiento hacia el N establecía la inyección translunar en un rumbo septentrional, con la mayor parte del vuelo translunar por encima del plano orbital y la nave descendiendo hacia la Luna en su parte final, en cada caso, el blanco para la inserción orbital lunar se definía por el plano orbital translunar y la órbita terrestre con el plano orbital lunar (la línea de intersección de estos dos planos atraviesa los centros de la Tierra y de la Luna).

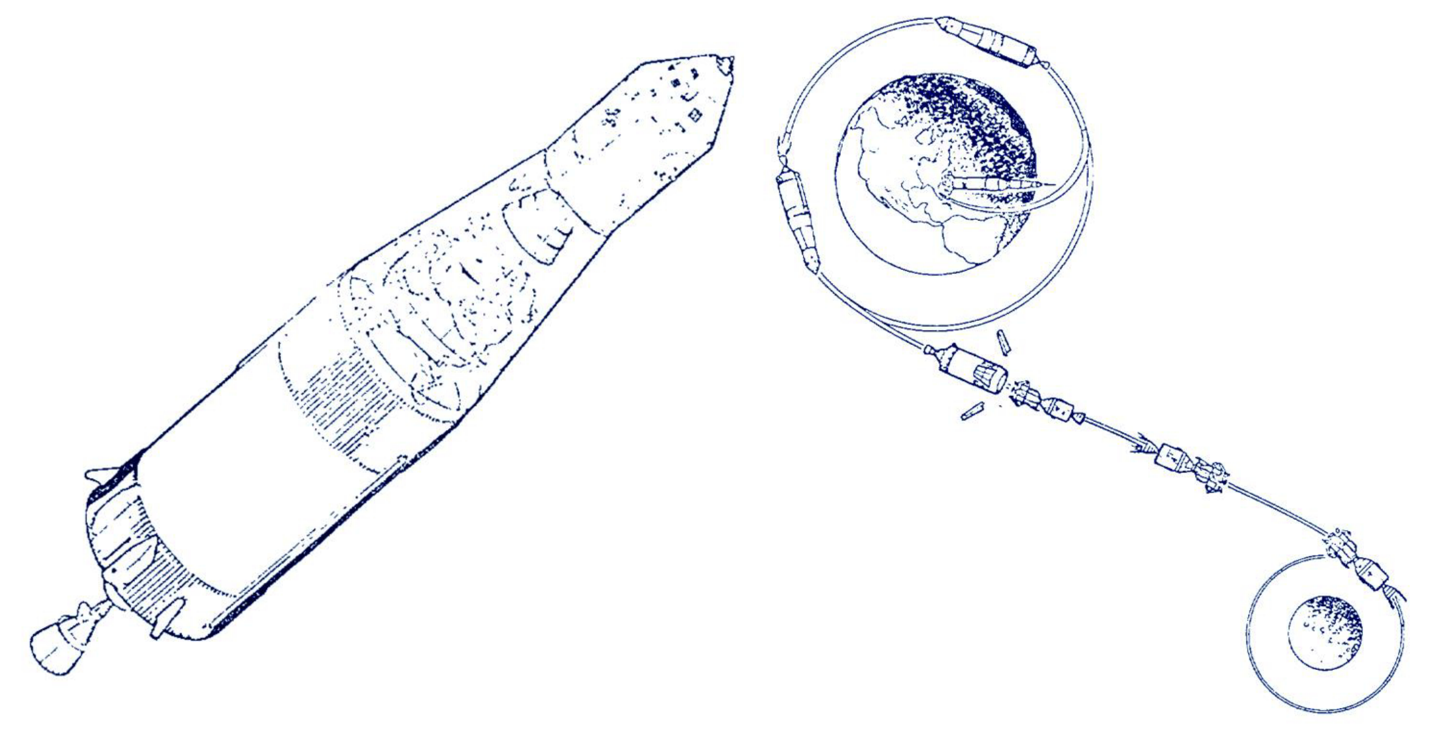


La nave Apollo era lanzada por el cohete Saturn-V desde la plataforma de Cabo Kennedy; los puntos de lanzamiento se trasladaban en dirección 22,5° O con cada 1,5 hrs de órbita terrestre, debido a que la Tierra gira 15° sobre su eje cada 1 hrs, las restricciones de azimut del lanzamiento de 72° a 108° daban lugar a la ventana de lanzamiento teórica de 4 hrs durante cada período de 12 hrs. Sin embargo, generalmente existían sólo unas pocas ventanas de lanzamiento disponibles cada mes, debido a otros factores (posición de la Luna en relación con la Tierra, alcance, carga útil, etc.) no era aconsejable un lanzamiento nocturno, debido a que por la oscuridad sería un riesgo en caso de que fuera necesario abortar la operación.



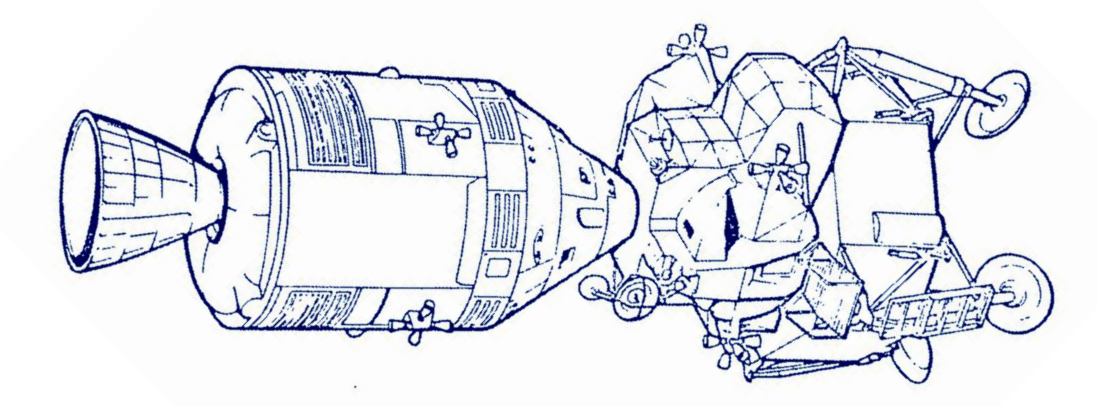
Los motores de la etapa S-IC se encendían unos 2,5 min aproximadamente después de elevarse, la terminación del empuje tenía lugar a una altura de 74 Km, tras alcanzar una velocidad de 8648 Km/h, la etapa S-II se encendía poco después y su combustión duraba 6,5 min alcanzando una altura de 70 Km y una velocidad de 23300 Km/h; durante la combustión del S-II, se expulsaba el sistema de escape del lanzamiento, ya que no era necesario en el caso de que hubiera que interrumpirse la operación por encima de los 90 Km, después de consumir el combustible se desprendía la etapa S-II y entraba en funcionamiento la etapa S-IVB permaneciendo encendida durante 2,7 min, colocando a la nave, con el S-IVB adosado, en una órbita terrestre, circular, sin encendido de motores a 160 Km de altitud y a una velocidad de 26500 Km/h.

La nave Apollo junto a la etapa S-IVB, sería dirigida a una órbita circular sin encendido; anteriormente, al desprenderse el sistema de escape dejaba al descubierto el mecanismo de la parte superior del Módulo de Comando (para su acoplamiento con el Módulo Lunar) durante esta fase de la misión, podía utilizarse el control de posición en balanceo, inclinación y desviación lateral, por medio de un sistema de guiado inercial instalado en la sección de instrumentos del S-IVB (entre el S-IVB y la nave adaptador del Módulo Lunar) este sistema de guiado transmitía señales a un grupo de motores cohete de control de reacción situado en la base del S-IVB; los mandos del sistema de guiado mantenían la configuración orbital de la Tierra en una posición tangencial a la órbita circular terrestre, el motor cohete del S-IVB volvería a ser puesto en marcha para la inyección translunar con una duración de 5,2 min acelerando a la nave hasta aproximadamente 40000 Km/h, la ventana de inyección translunar se basaba en la información de seguimiento procedente de las estaciones de la Red Mundial de Vuelos Espaciales Tripulados de la NASA, concediéndose unos 15 min para seguimiento de la trayectoria de la nave antes de iniciar la maniobra de transposición y acople, quedando completada nominalmente antes de una hora.



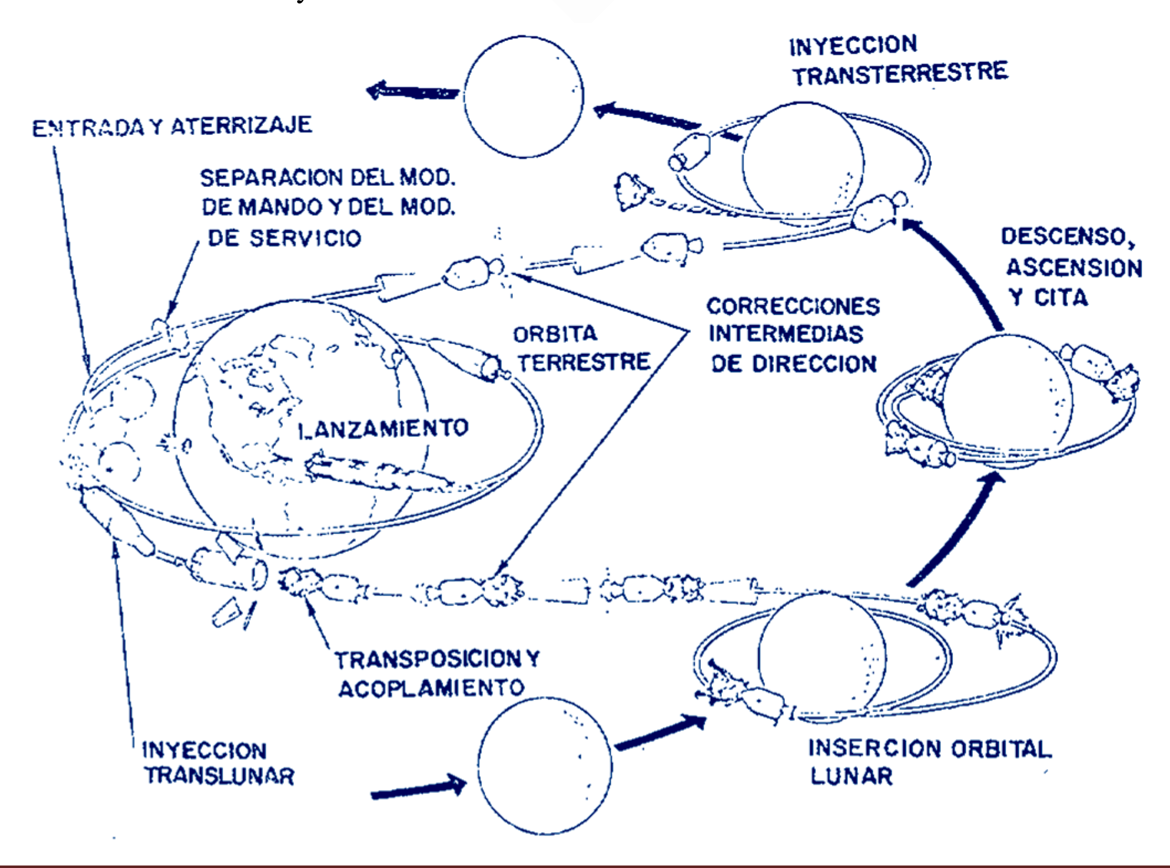
La maniobra de acople era iniciada con la separación del Módulo de Comando y Servicio de los adaptadores del Módulo Lunar, separación que se llevaba a cabo por cargas de forma lineal que cortaban el adaptador en cuatro segmentos que eran lanzados dejando libre el módulo de Comando y Servicio, permitiendo ejecutar una maniobra de vuelo libre alrededor utilizando el sistema de control de reacción, el mecanismo de acople situado en el extremo del Módulo de Comando se insertaba en el cono instalado en la parte superior de la escotilla del Módulo Lunar, el conjunto Módulo de Comando y Servicio/Módulo Lunar se desprendía del adaptador por medio de unos resortes.

Entonces los motores de control de reacción alejaban a la nave de la etapa S-IVB y de la sección del adaptador, toda esta maniobra se ejecutaba mientras el Módulo de Comando, el Módulo Lunar y el S-IVB volaban, sin combustión, a gran velocidad hacia la Luna sin que intervenga fuerza aerodinámica alguna.

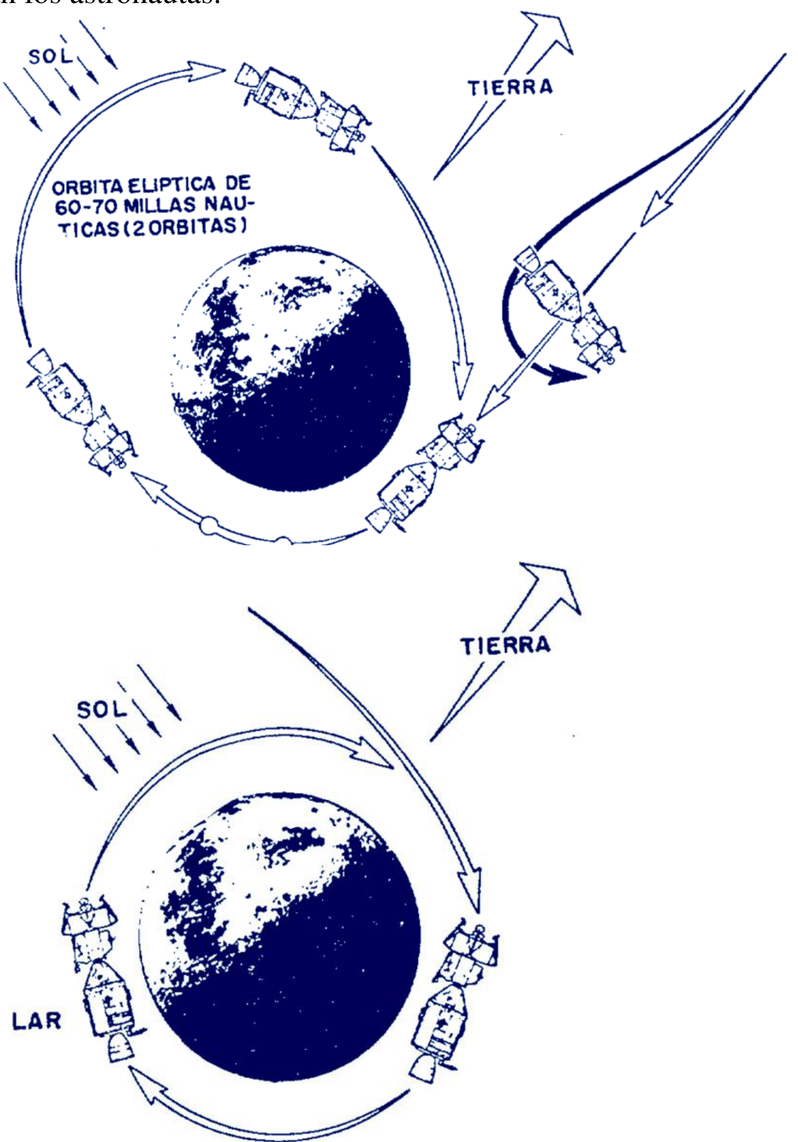


La etapa S-IVB, con su motor J-2, aceleraba la nave desde la órbita terrestre hasta alcanzar la velocidad de inyección translunar (40000 Km/h) se empleaban correcciones de rumbo, no para cambiar el perfil de velocidad básica, sino para suministrar los ajustes de dirección necesarios para llegar a 96 Km sobre la superficie lunar.

Desde la inyección translunar hasta la reentrada en la atmósfera terrestre después de terminada la misión, todo el vuelo era realizado sin encendido de motores, excepto en los períodos en que era preciso el cambio en velocidad, que se realizaban principalmente con el motor del sistema de propulsión; el tiempo total de combustión requerido para realizar todas las maniobras de cambio en velocidad, era de aproximadamente de 11 min, maniobras que podían agruparse en cuatro grandes categorías, correcciones en ruta durante el vuelo translunar, inserción en órbita lunar, encuentro en órbita lunar e inyección transterrestre.



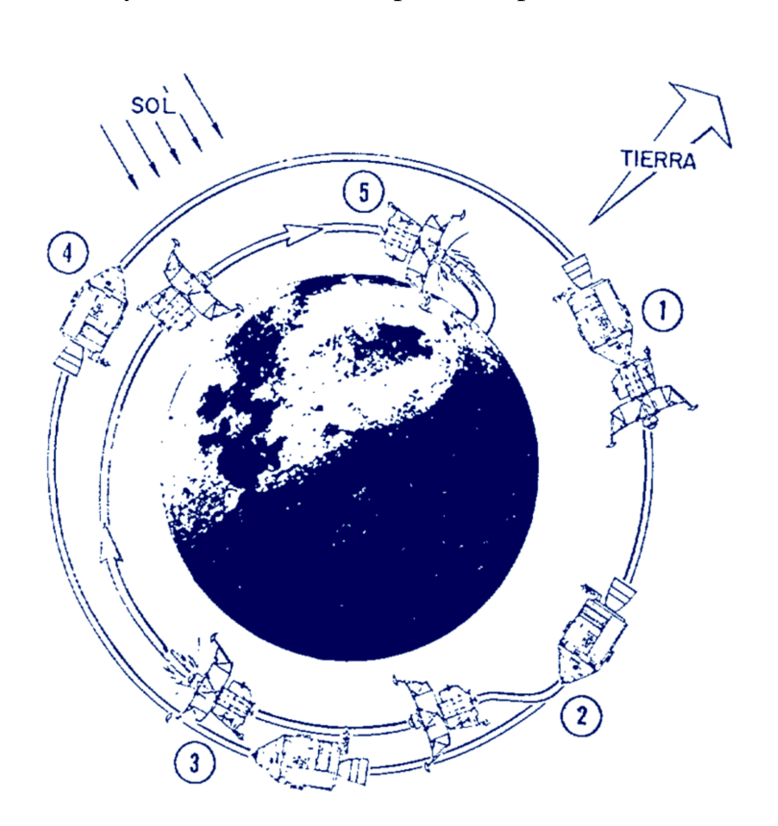
La inserción de la nave en órbita lunar era esencialmente una maniobra de frenado, implicaba el mayor encendido del motor de propulsión de servicio, dando como resultado una reducción de la velocidad de la nave con respecto a la Luna a una velocidad de 7000 Km/h, la inserción podía ser el encendido del motor de propulsión en dos fases: la primera para poner el Módulo de Comando y Servicio dentro de la órbita elíptica de unas 273x96 Km y la segunda para rodear circularmente la órbita hasta los 97 Km; la sincronización y duración la determinaba el Centro de Control de Misión en Houston, y era programada en la computadora del Módulo de Comando, aun cuando el encendido lo iniciaban los astronautas.

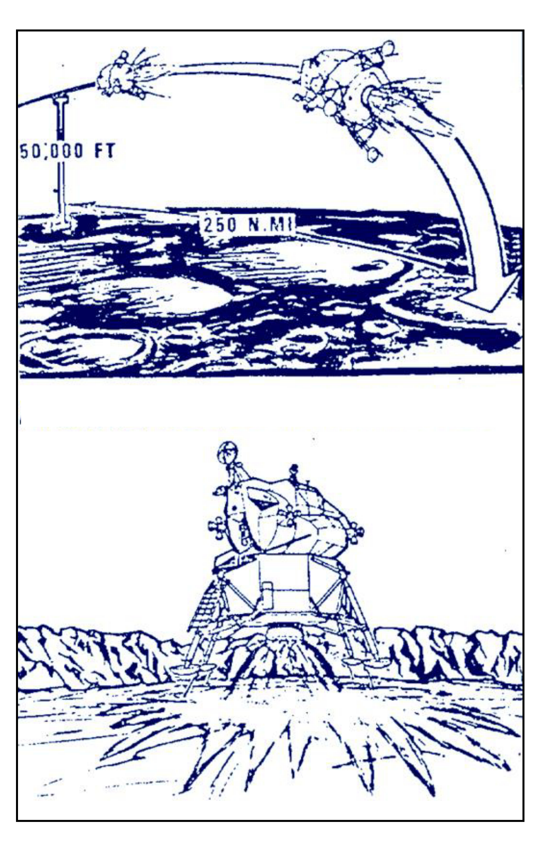


Durante la combustión la nave espacial estaba incomunicada con tierra porque se encontraba pasando detrás de la Luna, las comunicaciones, que requerían línea de visión directa hacia la Tierra se perdían por el tiempo de 45 minutos en cada una de las órbitas lunares, que tienen 2 hrs de duración, el túnel entre el Módulo de Comando y Servicio y el Módulo Lunar está acondicionado a la presión y se quitaba la escotilla y el embudo del Módulo de Comando, la escotilla quedaba abierta y el piloto del Módulo Lunar pasaba a éste poniendo en funcionamiento sus sistemas de control eléctrico, comunicaciones y control ambiental, una vez el comandante en el Módulo Lunar, realizaba una detenida revisión de los sistemas auxiliares; durante esta comprobación, el piloto del Módulo de Comando y Servicio llevaba a cabo alineamientos con la unidad de medición inercial, así como observaciones de referencia; se volvía a instalar el mecanismo de acople, se cerraban las escotillas y se desplegaba el mecanismo de alunizaje del Módulo Lunar.

El piloto del Módulo de Comando y Servicio accionaba un dispositivo que soltaba y extendía la sonda de acople para separar el Módulo Lunar, que se distanciaba del Módulo de Comando hasta unos 40 a 50 p para ser revisado visualmente por el piloto del módulo de servicio y mando. Entonces se pone en marcha el sistema de control de reacción del módulo lunar para separarse aún más. El descenso del módulo lunar, hasta la superficie de la Luna, llevaba alrededor de 1 hora y comenzaba al poner en marcha su motor de descenso para insertarlo dentro de una órbita elíptica desde 96 hasta 15 Km sobre la superficie lunar, a determinada distancia de la superficie desde el lugar escogido para el alunizaje, se encendía nuevamente el motor de descenso en una maniobra de frenado para reducir la velocidad del Módulo Lunar, al mismo tiempo los dos tripulantes verificaban la posición y velocidad, con maniobras de posición y otras comprobaciones preparatorias para el alunizaje.

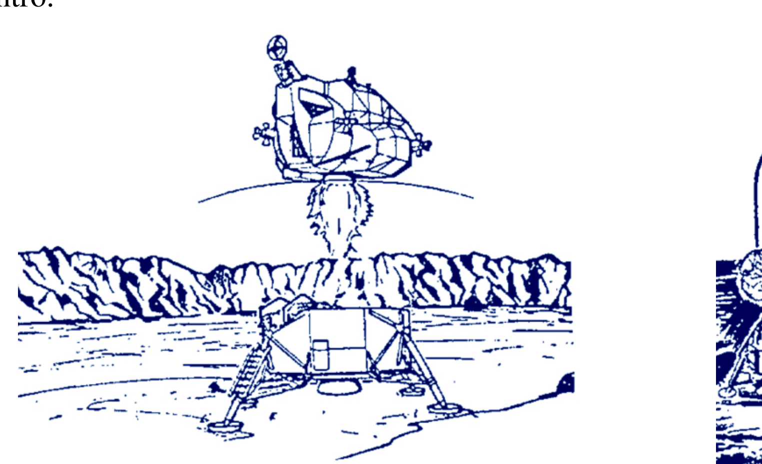
La aproximación final comenzaba aproximadamente a 2,5 Km de altura, con una maniobra que ponía al sitio de alunizaje a la vista de los astronautas, el encendido era controlado automáticamente hasta que el Módulo Lunar alcanzaba los 150 m, en cuyo momento el comandante asumía el control, a los 20 m el módulo volvía a ser orientado de nuevo y descendía verticalmente a la superficie a razón de unos 3 Km/h, en el momento de establecer contacto con la superficie, el motor de descenso cesaba de funcionar; todos los lugares de alunizaje fueron sobre la cara lunar que da hacia la Tierra, para mantener contacto visual y de comunicaciones entre el Módulo Lunar, los astronautas y la Red de Vuelo Espacial Tripulado.

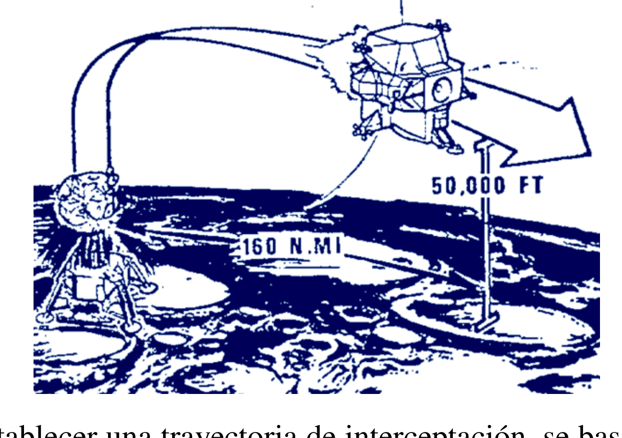




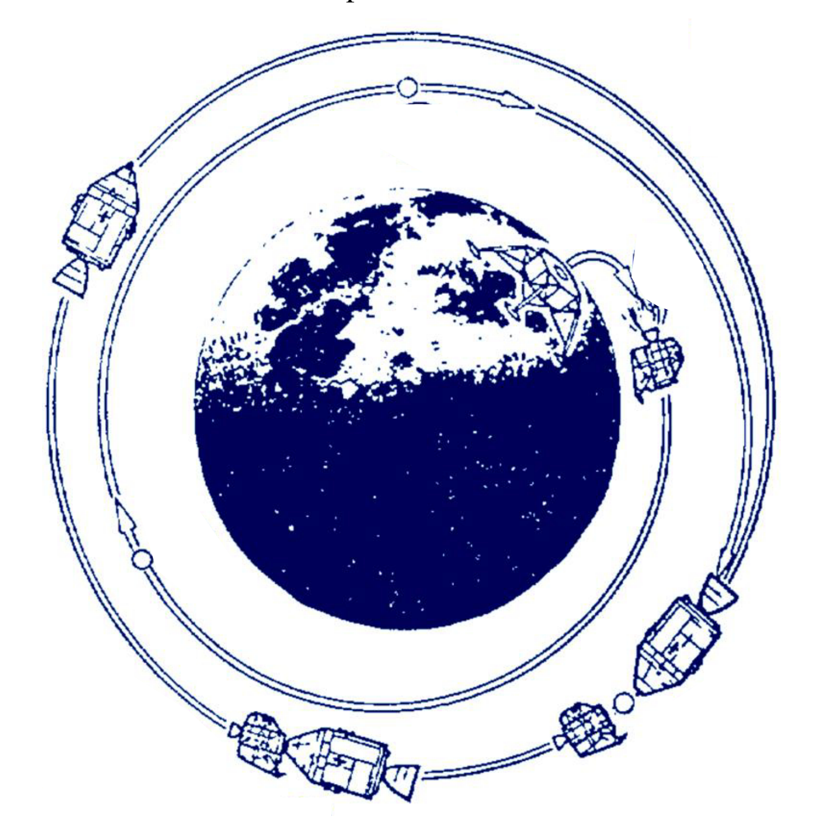
Al alunizar, la tripulación pasaba 2 hrs revisando la parte del Módulo Lunar que ascendería luego (cuerpo de ascenso) purgando lo que pudiera quedar de propulsante del cohete y alineando el aparato de medición de inercia, que quedaba en posición de espera, en la revisión y preparación de los elementos extra vehiculares se invertían otras 2 hrs, finalmente, se descomprimía la cabina y el comandante de la nave salía la superficie por una escalera primeramente para inspeccionar el Módulo Lunar y desmontar el instrumental científico de los compartimientos de la parte del Módulo Lunar que quedaba en la Luna (cuerpo de descenso) durante la hora siguiente, el piloto permanecía en la cabina sacando fotografías y tomas de TV, después se unía al comandante para realizar los experimentos científicos, recogiendo muestras geológicas, tomando fotografías y explorando la superficie.

Luego de las actividades en la superficie y con los astronautas nuevamente posicionados en el interior del cuerpo de ascenso del Módulo lunar procedían a encender el motor de ascenso, la etapa ascensional del módulo se separaba del de descenso, utilizándolo como una plataforma de lanzamiento, el motor único lo elevaba de la Luna hasta ponerlo en una órbita elíptica, la siguiente maniobra colocaba al Módulo Lunar en una órbita circular que tenía una distancia de altitud constante de la órbita del Módulo de Comando y Servicio, cuando ambos se hallaban en la fase apropiada, el Módulo Lunar ascendía a la altitud orbital del Módulo de Comando y Servicio realizando el encuentro.



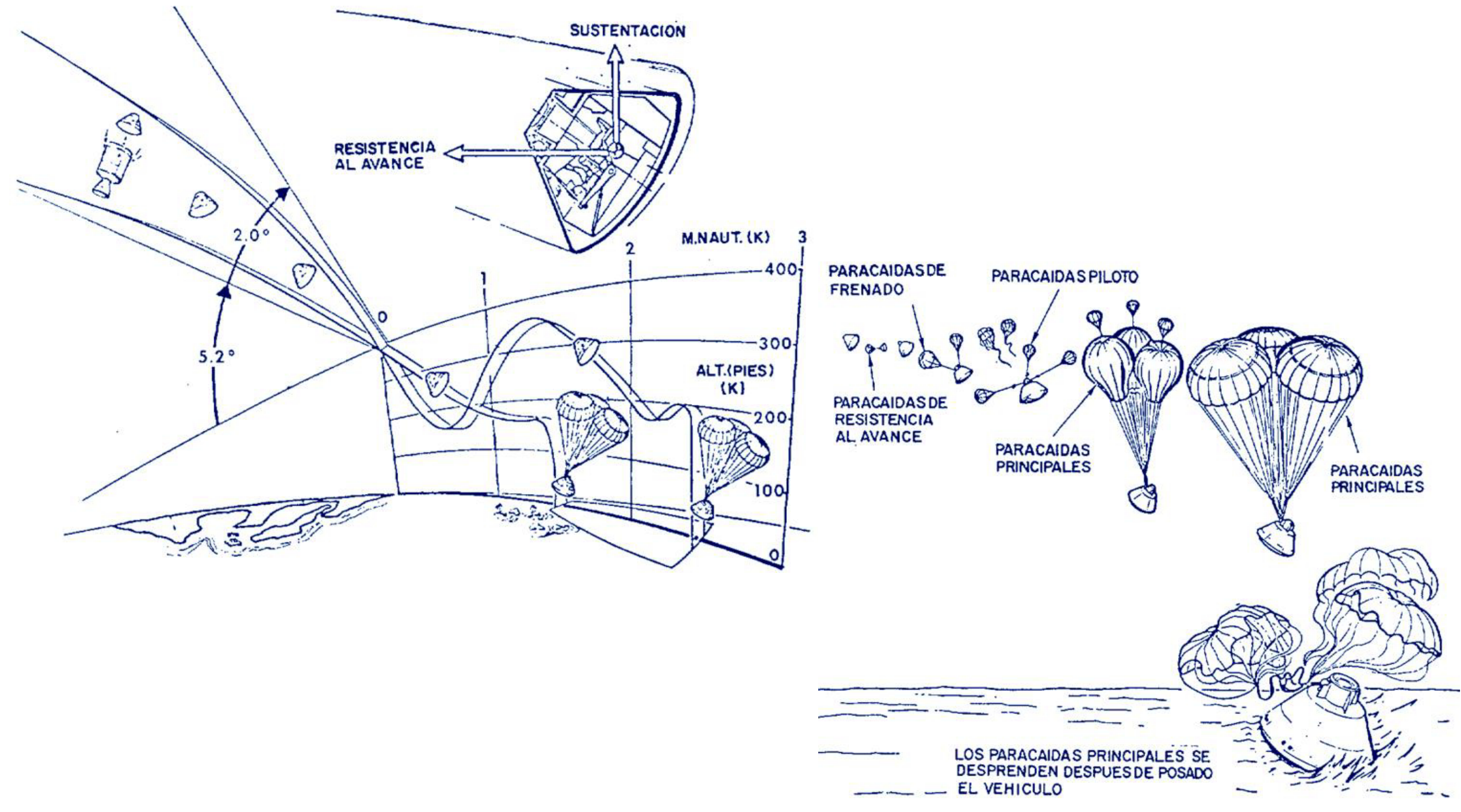


Las condiciones para la siguiente maniobra que era la de establecer una trayectoria de interceptación, se basaban en los datos de seguimiento obtenidos a bordo del Módulo Lunar y desde la Tierra, una serie de encendidos del sistema de control de reacción realizaba las correcciones necesarias de la trayectoria de vuelo y las reducciones del ritmo de alcance del Módulo Lunar y del de Comando y Servicio, los dos vehículos próximos y a una velocidad relativamente baja, empezaban la fase manual de acople.



El Módulo Lunar quedaba programado para que transmitiera datos mientras se realizaba el traslado del equipo, muestras lunares y los astronautas al Módulo de Comando y Servicio, finalmente, los astronautas se desprendían del Módulo Lunar, haciendo detonar una carga pirotécnica, el Módulo de Comando y Servicio se alejaba usando el sistema de control de reacción, una vez completadas las operaciones de acople, el Módulo Lunar y el anillo de acople eran lanzados en órbita lunar.

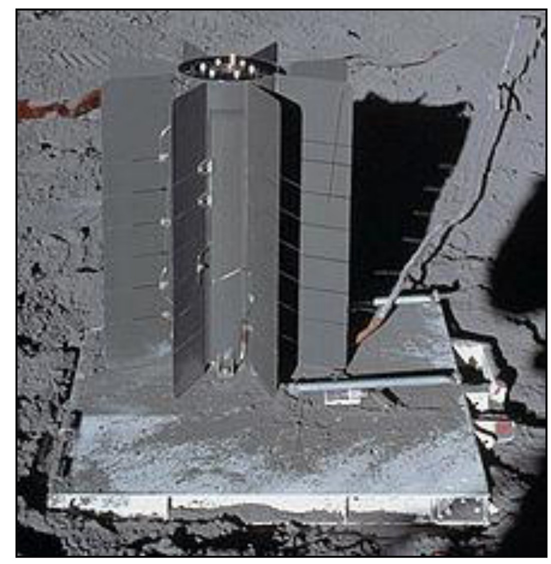
Los astronautas necesitaban dos órbitas lunares para permitir que el seguimiento de las estaciones de la Tierra prepare a la nave para la inyección transterrestre, basándose en esa información de navegación, los astronautas volvían a encender el motor del Módulo de Servicio, acelerando hasta la velocidad de inyección transterrestre por el tiempo de 4 min, durante el vuelo, cuya duración era de 4,5 días, se hacían correcciones en ruta para ajustar el ángulo de la trayectoria de vuelo de reentrada, hasta que quede comprendido dentro de los límites especificados, pocos minutos antes de llegar al nivel de altitud de 121 Km, el Módulo de Comando se separaba del Módulo de Servicio y se orientaba de modo que adquiriera la posición adecuada de reentrada atmosférica, la orientación del vector de sustentación podía combinarse utilizando los impulsores del sistema de control de reacción del Módulo de Comando para que éste gire alrededor del vector de resistencia al avance, de este modo, ordenado por la computadora de a bordo, el vector dé sustentación podía orientarse en cualquier posición para producir la serie de componentes de fuerza lateral y vertical necesarios para el control de la trayectoria.



La posibilidad aerodinámica del Módulo de Comando permitía variar el lugar del punto de contacto del aterrizaje dentro de ciertos límites, sus características de resistencia aerodinámica del módulo de Comando hacían que redujera su velocidad a 520 Km/h cuando se encontraba a 7000 m, a esa altura, se desprendía el escudo protector térmico delantero que se separaba del Módulo de Comando por medio de un paracaídas de frenado, transcurridos 1,6 seg., los paracaídas de frenado se abrían por medio de cargas explosivas permanecían sin abrirse del todo por espacio de 10 seg., a 3000 m de altura, se desprendían y desplegaban los paracaídas piloto, éstos extraían los tres paracaídas principales, que se abrían por completo transcurridos 12 seg., descendiendo el Módulo de Comando a la superficie a una velocidad de 34 Km/h.

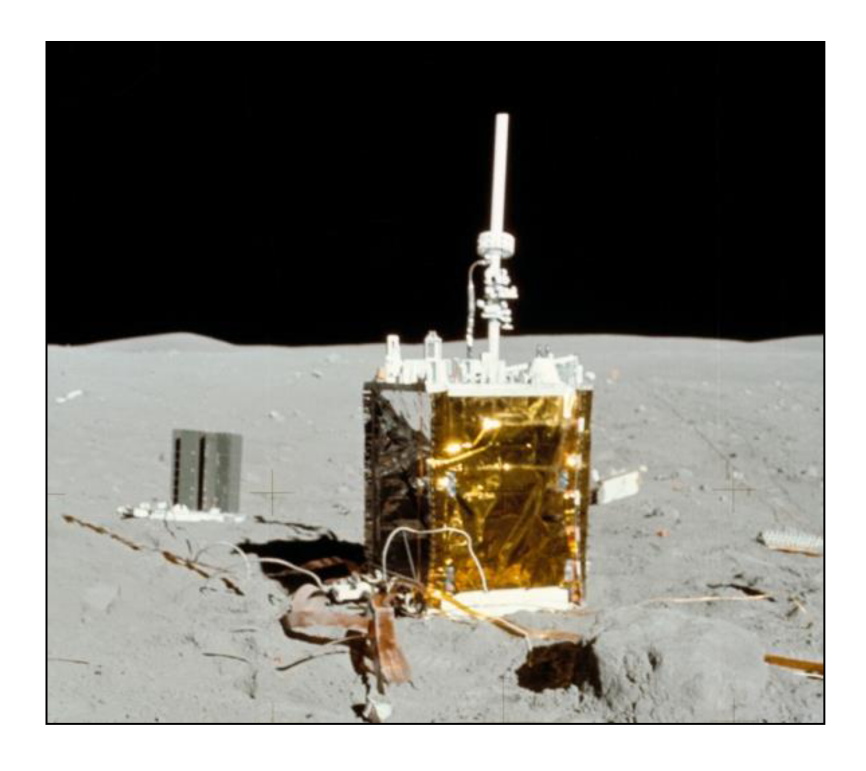
Instrumentos científicos

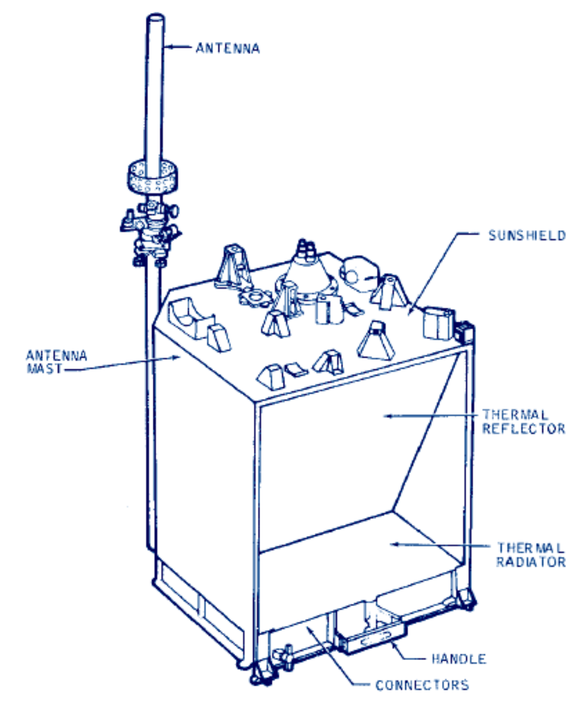
Varios de los experimentos de la superficie lunar que llevaron las misiones Apollo eran parte del Paquete de Experimentos de la Superficie Lunar Apollo (ALSEP) el diseño general de la estación central del ALSEP, aunque obviamente no era un experimento, proporcionaba comunicaciones por radio con la Tierra y también servía como medio para controlar los diversos experimentos.

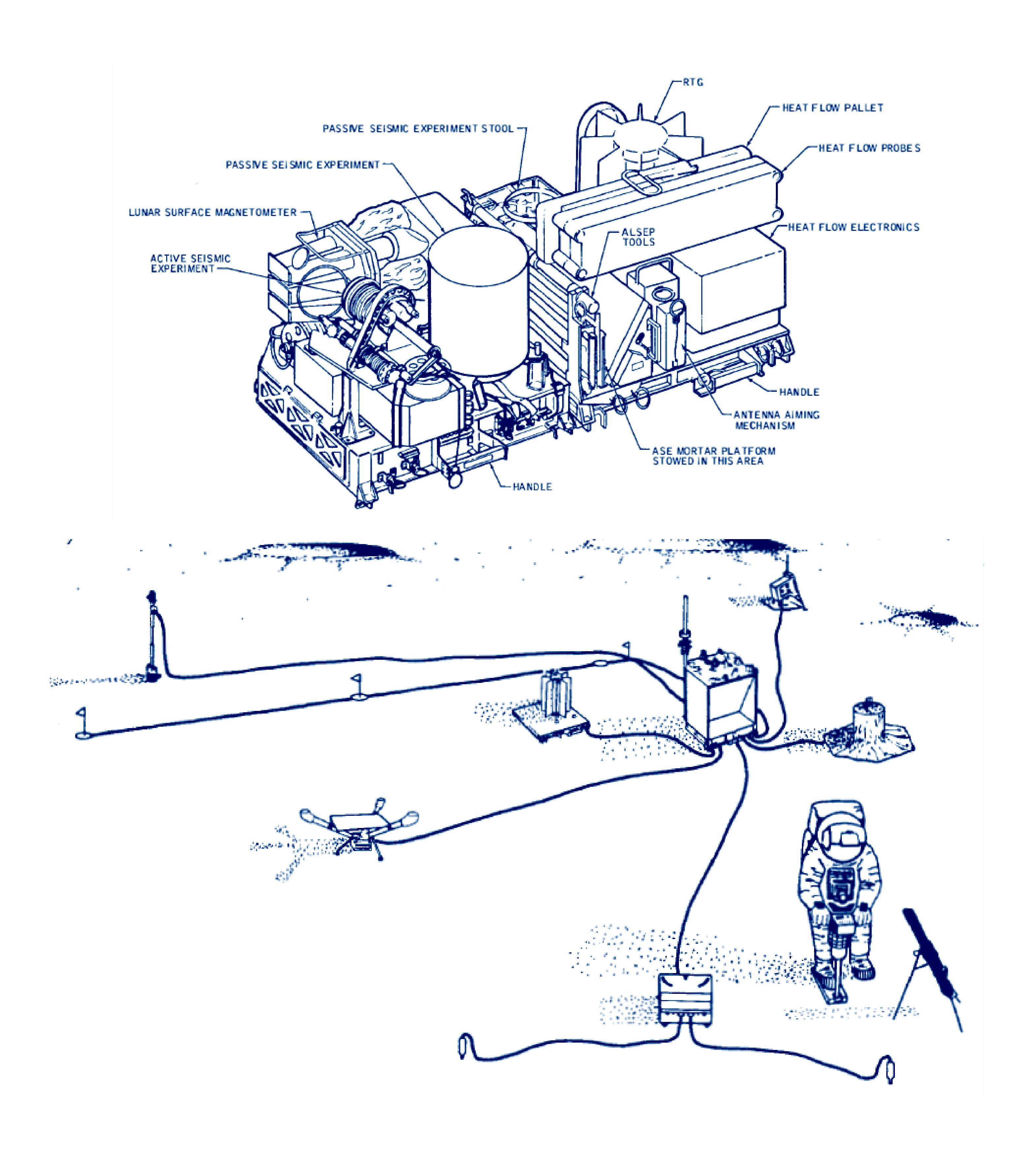


La energía eléctrica para los experimentos era proporcionada por la desintegración del Plutonio radiactivo del Generador Termoeléctrico de Radioisótopos (RTG) que entregab a 70 vatios, el RTG se llenaba con combustible nuclear (que era llevado a la Luna en un barril montado en un costado del Módulo Lunar) luego del alunizaje después los astronautas lo colocaban en la superficie, los experimentos conectados eléctricamente a la estación central eran el Experimento Sísmico Pasivo, el Experimento Sísmico Activo, el Magnetómetro de Superficie Lunar y el Experimento de Flujo de Calor, luego de que los astronautas abandonaban la Luna, se seguía enviando comandos desde Tierra al ALSEP para el control de los distintos experimentos durante su vida util

La estación central estaba conectada eléctricamente a cada uno de los experimentos, donde los componentes electrónicos que aceptaban las señales eléctricas de varios experimentos, las convertía en una forma adecuada para su transmisión por radio a la Tierra por medio de una una antena de alta ganancia.

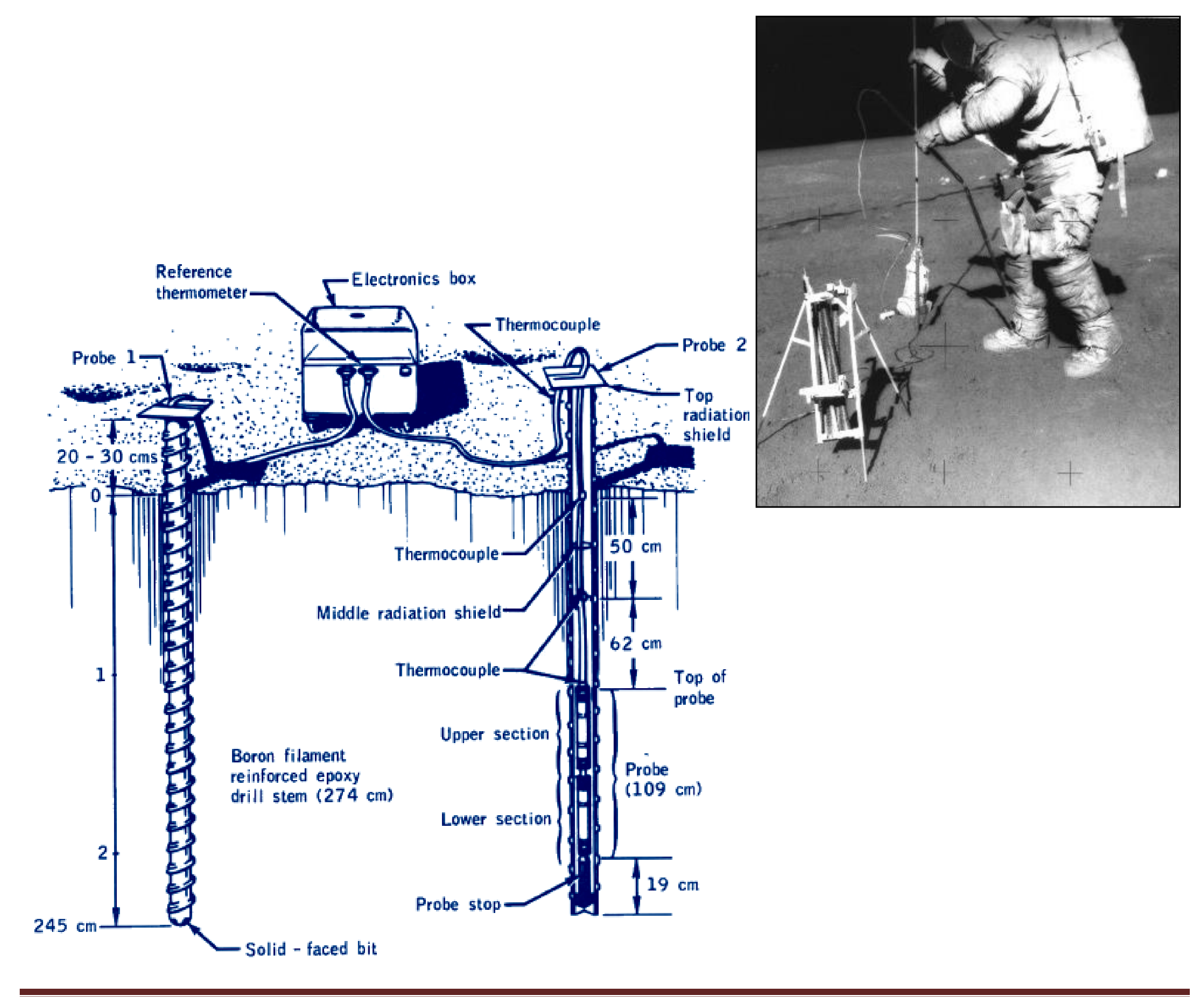





RTG
HEAT FLOW PALLET
PASSIVE SEISMIC EXPERIMENT STOOL
HEAT FLOW PROBES
PASSIVE SEISMIC EXPERIMENT
LUNAR SURFACE MAGNETOMETER
HEAT FLOW ELECTRONICS
ALSEP TOOLS
ACTIVE SEISMIC EXPERIMENT
HANDLE
ANTENNA AIMING MECHANISM
ASE MORTAR PLATFORM STOWED IN THIS AREA
HANDLE

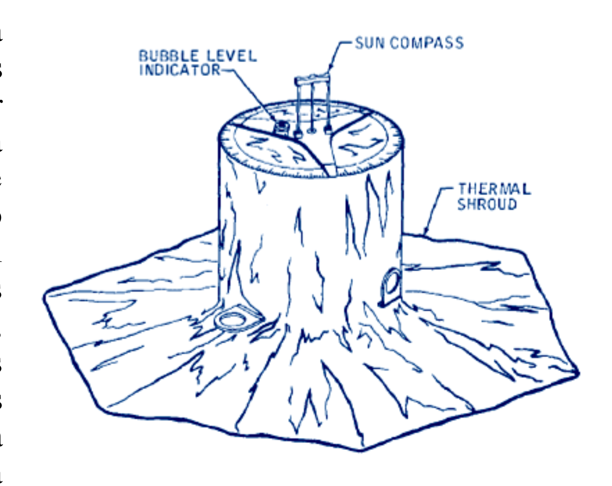
Experimento de Flujo de Calor (HFE)

Utilizado en las misiones Apollo-15 y Apollo-16 medía la cantidad de calor que fluye hacia la superficie producido principalmente por la lenta desintegración de los elementos radiactivos naturales Torio, Uranio y Potasio (las mediciones realizadas directamente en las muestras lunares devueltas a la Tierra por las misiones Apolo-11, 12, 14 revelaron la presencia de cantidades significativas de estos elementos) el HFE fue diseñado para medir la tasa de pérdida de calor del interior de la Luna, para obtener esta medición, uno de los astronautas perforaba con un taladro dos agujeros a una profundidad de aproximadamente 2,5 m; posteriormente se colocaban sensores de temperatura (termómetros de resistencia de platino) en varios puntos en las partes inferiores de los orificios y termopares (que medían las temperaturas pero con menor precisión) en las partes superiores de los orificios; debido a que la temperatura de la roca se veía alterada por el proceso de perforación, las diversas mediciones del flujo de calor se tomaban a intervalos regulares durante varios meses, a medida que el calor residual dejado alrededor del agujero de la perforación se disipaba con el tiempo, las temperaturas medidas en el experimento se acercaban a las inalteradas temperaturas lunares.



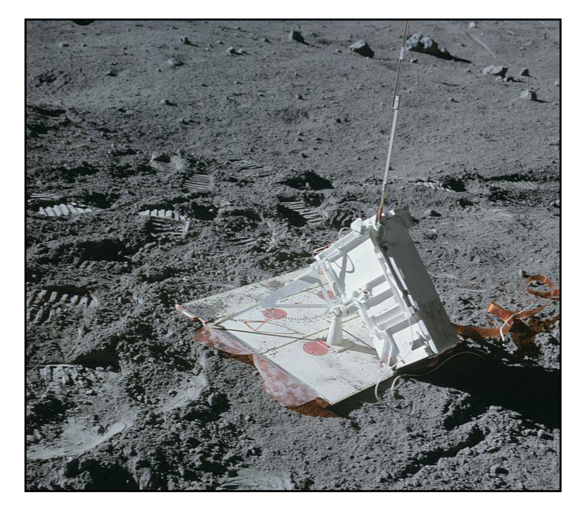
Experimento Sísmico Pasivo (PSE)

Utilizado para medir vibraciones extremadamente pequeñas de la superficie lunar, de características similares a los instrumentos utilizados en la Tierra para estudiar las vibraciones causadas por terremotos y explosiones; el principio de funcionamiento es que a medida que se sacude el instrumento, la inercia de la masa hace que el brazo se mueva en relación con la caja, este movimiento relativo era detectado eléctricamente por el condensador y la señal eléctrica era enviada por radio a la Tierra, algunas de estas vibraciones eran causadas por eventos que ocurren naturalmente, otras por impactos en la Luna de partes de la nave espacial, otros por meteoritos; los datos del PSE, junto con datos similares de los sitios Apollo-12, 14 y 15, fueron especialmente valiosos para comprender los eventos naturales que ocurren en el interior de la Luna y determinar la ubicación de los lunamotos, como así también detectar el número y tamaño de los meteoritos que golpean la superficie lunar.



Experimento Sísmico Activo (ASE)

Complementario al Experimento PSE, pero con dos formas de escala y fuente de energía, el PSE fue diseñado para estudiar toda la Luna; el ASE para estudiar solo la zona de alunizaje. En lugar de esperar pasivamente a que ocurran eventos naturales en la Luna para producir ondas sonoras, el ASE proporcionaba sus propias fuentes, las ondas sonoras eran producidas por explosiones en la superficie lunar utilizando dos tipos diferentes de fuentes, las pequeñas (el astronauta utilizaba un golpe para hacer estallar cargas similares a las explosiones de una escopeta que se disparaban a intervalos uniformemente espaciados a lo largo de la línea del geófono) mientras los astronautas estaban en la superficie; y las grandes, similares a la de un mortero, que contenía 4 granadas diseñadas para impactar a distancias de 130, 280, 850 y 1350 m del lanzador (el tamaño de la carga explosiva aumentaba con la distancia) que se lanzaban con cohetes, los astronautas alineaban el lanzador y lo armaban para disparar, la orden de disparo se enviaba desde la Tierra en algún momento (varios meses) después de que los astronautas regresaran a la Tierra, este equipo medía el momento exacto de lanzamiento y la velocidad de cada granada, tenía un motor de cohete, una carga altamente explosiva, provisiones para encender el cohete y un dispositivo para detonar la carga, una batería, un transmisor que proporcionaba información sobre la duración del vuelo y el momento del impacto en la Luna, y un hilo con el que medir la distancia del impacto del lanzador, el delgado hilo que arrastraba la granada permanecía tenso y medía con precisión la distancia horizontal desde el punto de lanzamiento hasta el punto de impacto, las ondas sonoras producidas viajaban a través del suelo y roca lunar hasta los geófonos, el momento de la explosión de la fuente y el momento en que las ondas llegaron a cada uno de los tres geófonos se midieron con precisión, si la profundidad de la roca sólida en el sitio ALSEP no era demasiado grande, entonces una parte de la energía de las ondas sonoras se reflejaba hacia la superficie, las ondas reflejadas viajaban más lejos que las ondas directas, llegando más tarde a cada geófono enviando sus señales a la Tierra, pudiéndose obtener la profundidad de la superficie reflectante.

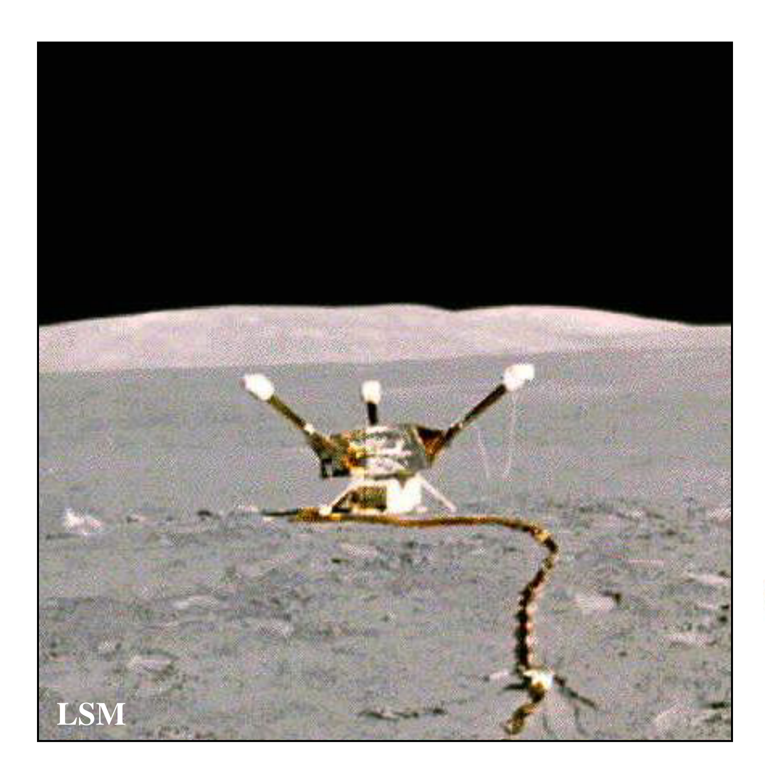


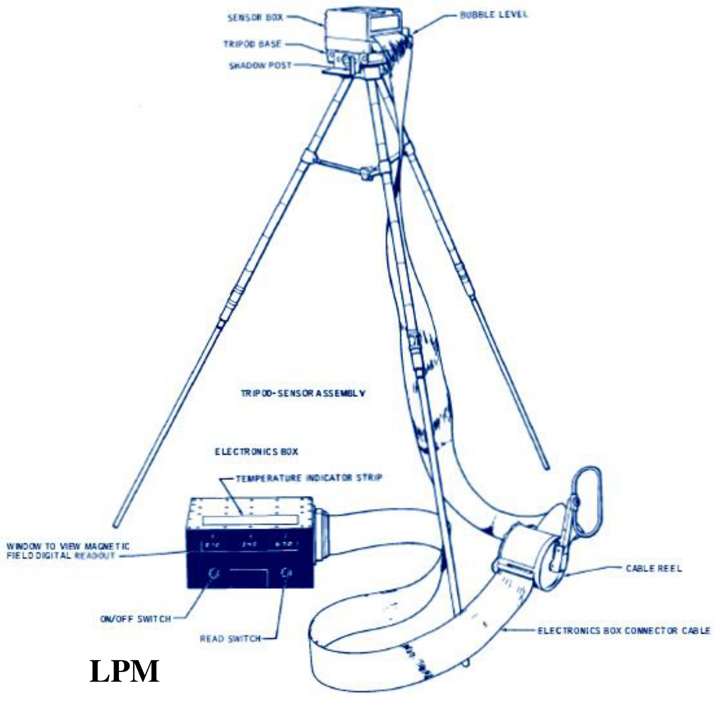
Magnetómetro de Superficie Lunar (LSM)

Se utilizaron dos tipos de magnetómetros, el Magnetómetro Portátil Lunar (LPM) utilizado para medir cambios en el campo magnético de la Luna y el Magnetómetro de Superficie Lunar (LSM) consistía en un magnetómetro de compuerta de flujo triaxial; era parte de una red de tres estaciones (Apollo 12,15,16) diseñada para medir la magnitud y las variaciones temporales del campo magnético de la superficie lunar para producir información sobre su interior, características electromagnéticas de la Luna, incluida la difusividad eléctrica bruta lunar y la existencia de un núcleo fundido, también estaba destinado a ayudar a dilucidar la interacción entre el plasma solar y la superficie lunar, el comportamiento de la cola magnética de la Tierra y la naturaleza de las anomalías magnéticas locales.

El campo magnético de la Luna (y también el de la Tierra) posee dos partes, una que cambia con el tiempo causado por el viaje de ondas electromagnéticas y la otra que es en su mayoría estable y no cambia rápidamente con tiempo, la parte estable del campo magnético terrestre es alrededor de 50000 γ (unidad habitual del campo magnético empleado por los científicos en la Tierra) la parte estable del campo magnético lunar, medida en el sitio de alunizaje del Apollo-12, tenía alrededor de 35 γ, las medidas obtenidas en el sitio de alunizaje del Apollo-14 con el magnetómetro portátil más pequeño reveló campos magnéticos de alrededor de 43 y 103 γ en dos lugares diferentes lugares (la parte estable del campo magnético lunar se debe sin duda a la presencia de magnetismo natural en rocas lunares, heredado probablemente de principios de la historia de la Luna, cuando el campo magnético era muchas veces mayor que actualmente.

En la misión Apollo-14 se obtuvieron dos mediciones, la primera, tomada cerca del punto de alunizaje, era de aproximadamente 43 γ, la segunda medición fue tomada en el cráter Cone, y era de 103 γ, siendo valores mucho más grandes de lo esperado, previamente se habían obtenido, a partir de mediciones satelitales, una indicación inequívoca de que el valor promedio del campo magnético en la superficie de la Luna no podía ser mayor de 10 a 12 γ.

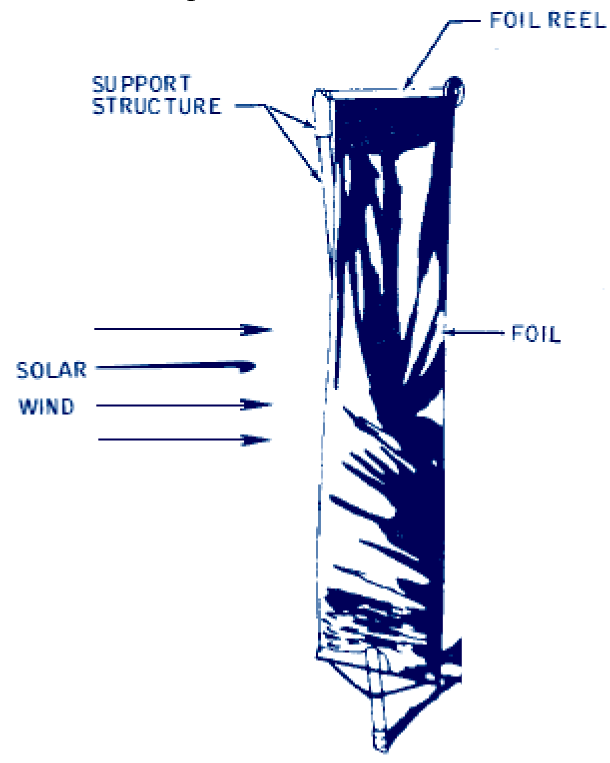

LSM

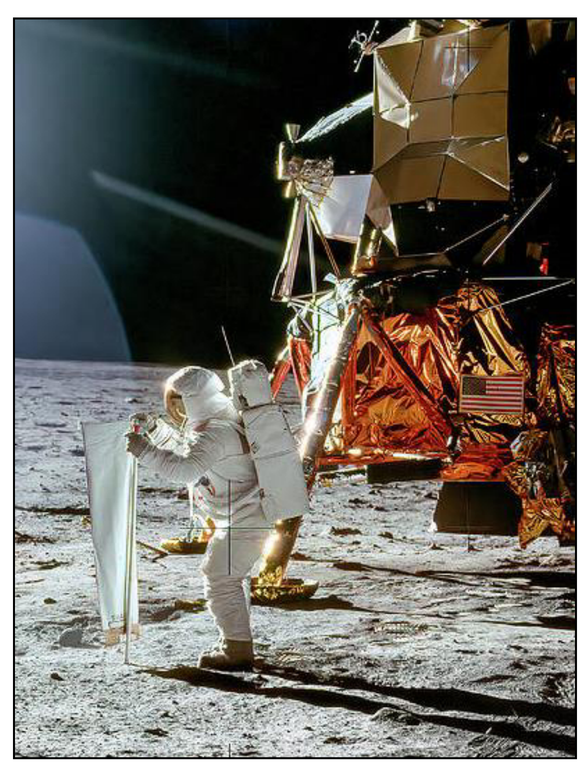


LPM

Experimento de Composición de Viento Solar (SWC)

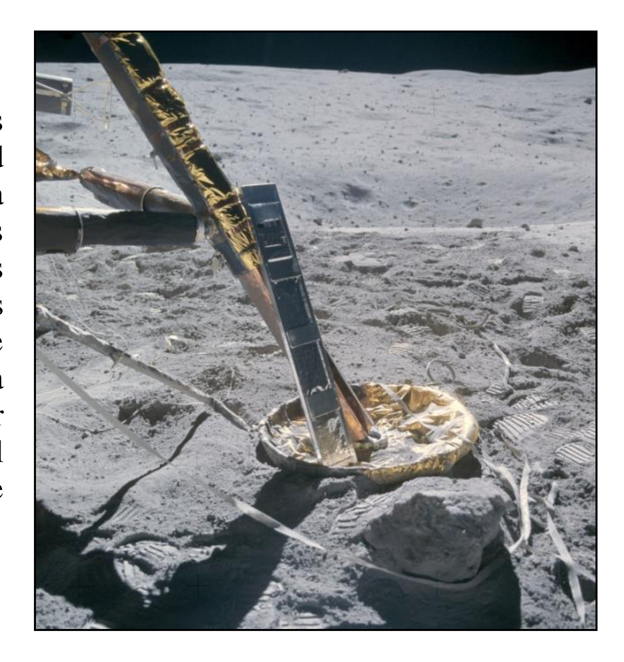
El experimento SWC fue diseñado para determinar la composición elemental e isotópica de los gases nobles y otros elementos seleccionados en el viento solar mediante la medición del atrapamiento de partículas en una hoja de papel de aluminio expuesta, las mediciones obtenidas estaban destinadas a ayudar a resolver teorías competitivas en el campo de la síntesis elemental y sobre el origen del sistema solar, la historia de las atmósferas planetarias y la dinámica del viento solar, el detector del experimento SWC consistió en una extensión de papel de aluminio desenrollado de un carrete para enfrentar el vector solar y montado sobre una estructura de soporte que se colocó en la superficie de la Luna.





Detector de rayos cósmicos (CRD)

Los rayos cósmicos son solo partículas que tienen energías extremadamente grandes y velocidades muy altas (su velocidad es casi, pero no del todo, la velocidad de la luz) en su mayoría son protones y partículas α, pero del 1 al 2% de los rayos cósmicos consisten en núcleos (átomos con uno o más electrones eliminados de elementos más pesados) los rayos cósmicos parecen llegar de todas direcciones y, aunque aún no se conoce con certeza su origen, proceden de fuera de nuestro Sistema Solar, el equipo CRD también estaba capacitado para detectar partículas de viento solar de baja energía, uno de los objetivos del CRD era el de investigar las partículas de baja energíatro, e investigar los neutrones de la superficie lunar.



Espectrómetro de Viento Solar



Instrumento diseñado para medir protones y electrones en la superficie lunar, fue parte del paquete ALSEP de la misión Apollo-12 que quedó en la Luna, consistía de 7 copas de Faraday moduladas abiertas hacia porciones diferentes, pero ligeramente superpuestas, del cielo lunar; el instrumento se utilizó para observar las intensidades direccionales de los componentes de electrones (6-1330 eV) e iones positivos (18-9780 eV) del viento solar y el plasma de la cola magnética que golpean la superficie de la Luna, los objetivos científicos del Experimento del Espectrómetro de Viento Solar fueron estudiar la existencia del plasma del viento solar en la Luna, las propiedades de la superficie y el interior de la Luna, las propiedades generales del viento solar y la cola magnetosférica de la Tierra.

Detector de Polvo Lunar

Tenía como objetivo evaluar los efectos a largo plazo de la acumulación de polvo en el rendimiento de las células solares, el detector de polvo tenía dos componentes: un paquete de sensores montado en una carcasa en la parte superior del protector solar de la estación central y una placa de circuito impreso ubicada dentro de la estación central que se interconectaba con un preamplificador y la unidad de distribución de energía del subsistema de datos ALSEP, el paquete de sensores constaba de 3 células solares de Silicio, una montada horizontalmente en la parte superior de la carcasa y dos montadas en los lados verticales, los datos del experimento consistieron en la producción de energía medida de cada celda solar con el tiempo, se diseñó originalmente para medir solo la acumulación de polvo y este fue el diseño que se realizó en la misión Apolo-12, se amplió para incluir los estudios de partículas, radiación y temperatura antes de volar en las misiones Apolo-11, 14 y 15.

Experimento de Geología de Campo

Diseñado para recopilar datos para su uso en la interpretación de la historia geológica del lugar de alunizaje, incluida la naturaleza del origen de la capa de rocas o regolito, el lecho de roca lunar y otros tipos de materiales encontrados eran recolectados para dar una idea de los procesos internos de formación de la Luna, durante la primera Actividad Extra Vehicular (EVA) se recolectaba una roca grande, varios fragmentos más pequeños y material de grano fino típico del sitio de alunizaje para asegurar el retorno de las muestras en caso de que la segunda EVA tuviera que ser cancelada, las muestras seleccionadas se guardaban en el recipiente de devolución de muestras no. 1 y llevadas al Módulo Lunar al final de la EVA.

Los tipos específicos de muestras de la superficie lunar recolectadas durante la travesía geológica de campo incluyeron 6 muestras de suelo de tubo central, una muestra de suelo del entorno lunar (desde debajo de la superficie) y una muestra de suelo contaminado por gases de escape desde debajo del Módulo Lunar, las herramientas utilizadas fueron palas con mango de extensión, tenazas, un barrenador de tubos y un martillo.

Experimento de Meteoritos Lunares (LEAM)

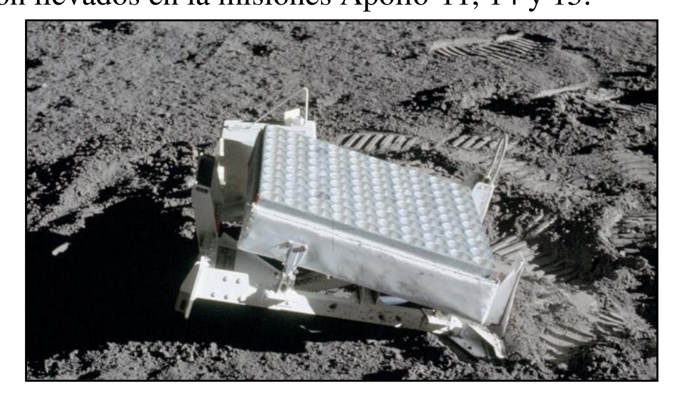


Llevado a bordo de la misión Apollo-17, diseñado para medir directamente la velocidad, la dirección y la energía cinética total de las partículas que impactan en la superficie lunar, el sistema LEAM comprendía una unidad detectora desplegable conectada a la electrónica de soporte en la estación central del ALSEP mediante un cable, los objetivos científicos del instrumento eran: determinar el fondo y las variaciones a largo plazo de las tasas de afluencia de polvo cósmico en el espacio cislunar, determinar la extensión y naturaleza de las eyecciones lunares producidas por impactos de meteoritos en la superficie lunar, determinar la contribución relativa de los cometas y asteroides al conjunto de meteoritos de la Tierra, estudiar las posibles correlaciones entre los eventos de eyección asociados y los tiempos del cruce de la Tierra de los planos orbitales cometarios y las corrientes de meteoros, determinar la extensión de la contribución de las partículas interestelares al mantenimiento de la nube zodiacal a medida que el Sistema Solar atraviesa el espacio galáctico, e investigar la existencia de un efecto llamado Enfoque terrestre de partículas de polvo.

La unidad detectora desplegable tenía una masa de 7,4 Kg y utilizaba 6,6 W de potencia, consistía en un conjunto de tres sistemas de sensores externos, denominados sensor E, sensor O y sensor Arriba, montados en una caja sostenida por encima del suelo por cuatro patas, un cable y un conector conectaban la unidad detectora a la electrónica de la estación central, los sistemas de sensores externos consistían en placas colectoras y supresoras, placas de impacto, fotogramas de películas y micrófonos, el campo de visión de cada sensor era un cono cuadrado con un medio ángulo de 60° y una resolución angular de ± 26°, el terreno bloqueó aproximadamente el 60% del campo de visión de los sensores E y O, midió los impactos de partículas en un rango de energía de 1 a 1000 ergios con una frecuencia primaria de medición de 0,0001 impactos/m^2/s; el sensor de tiempo de vuelo pudo medir velocidades de 2 a 72 Km/seg, dos cubiertas, que podían ser arrojadas por comando desde la Tierra, protegieron las placas detectoras de las partículas producidas durante el despegue del Módulo Lunar.

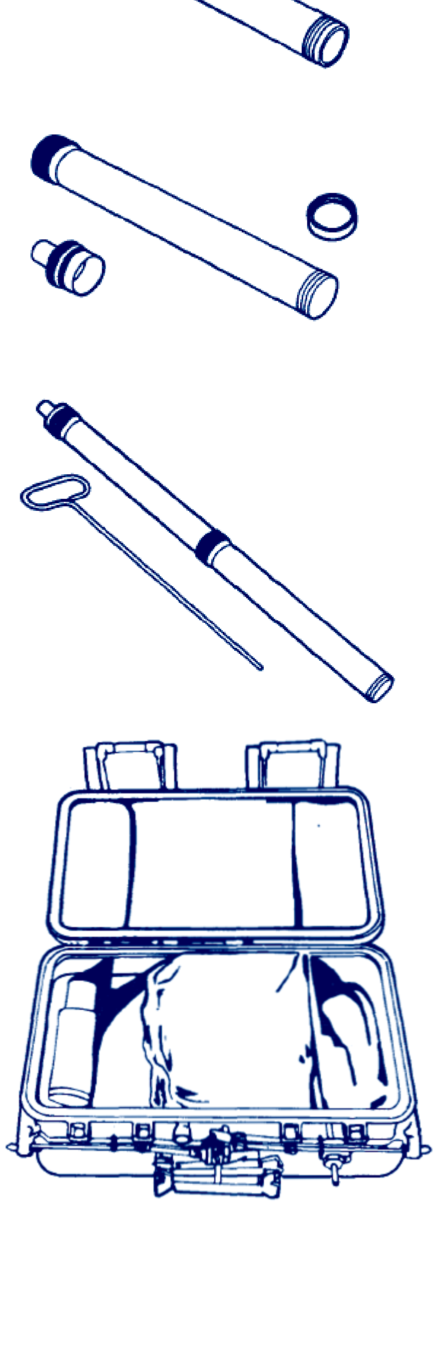
Retroreflector Laser (LRRR)

Su objetivo era el de reflejar un haz de luz láser disparado desde la Tierra, con el fin de medir con elevada precisión la distancia a la que en un momento determinado se encuentra la Luna, algunos de los resultados de este experimento fueron que la órbita de la Luna se está alejando de la Tierra a un ritmo de 3,8 cm/año, debido a las mareas terrestres (valor considerado anormalmente alto) y que la Luna probablemente tiene un núcleo líquido, fueron llevados en la misiones Apollo-11, 14 y 15.



SUN COMPASS
LEVEL INDICATOR
HANDLE
ASTRONAUT CARRY HANDLE
THERMAL BLANKETS
LEVELING LEG (ADJUSTABLE)

Otras herramientas utilizadas por los astronautas eran, el martillo (de aluminio) que se utilizaba para introducir los tubos impulsores en el suelo, romper pequeños pedazos de rocas y en general para los mismos usos que cualquier martillo podría usarse en la Tierra.

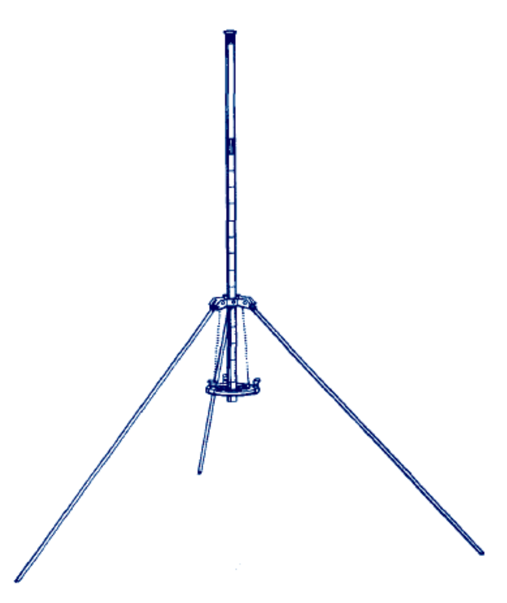


Como el astronauta no podía inclinarse con comodidad en la superficie lunar debido a su voluminoso traje espacial, utilizaba un mango de extensión con la mayoría de las herramientas; las palas se utilizaban para recolectar superficie, y en ocasiones pequeñas rocas; las tenazas se utilizaban para recoger pequeñas rocas.

Los tubos impulsores se utilizaron para recoger material desde la superficie hasta profundidades desde 30 cm a 1 m, el núcleo permanecía en los tubos para su devolución a la Tierra, la conservación del material recolectado en las profundidades era especialmente importante, sugerido originalmente por el geólogo Dr. Hoover Mackin, un tubo impulsor que se introducía en la superficie lunar, individualmente medía alrededor de 45 cm de largo y se podían unir hasta 3, una vez recolectadas las muestras, se colocaban en bolsas de muestras numeradas hechas de Teflón, una delgada tira de aluminio se doblaba para cerrarla y se colocaba en los contenedores de muestras para su envío a la Tierra para su estudio (el contenedor de retorno de muestras lunares (ALSRC) era de aluminio y tenía una capacidad de 9 a 18 Kg de muestras.

El contenedor especial, denominado Contenedor de Muestras del Entorno Espacial (SESC), se utilizaba para recolectar material sobre la superficie lunar, hecho de acero inoxidable, tenía pressellos, seguros para retener las presiones lunares extremadamente bajas, teniendo muy poca contaminación orgánica (fuentes de contaminación biológica eran los mismos astronautas -sus trajes filtraban muchos microorganismos por minuto-) y las rocas lunares recogidas en los primeros alunizajes contenían material orgánico (unas pocas partes por mil millones) e inorgánica de materiales terrestres.

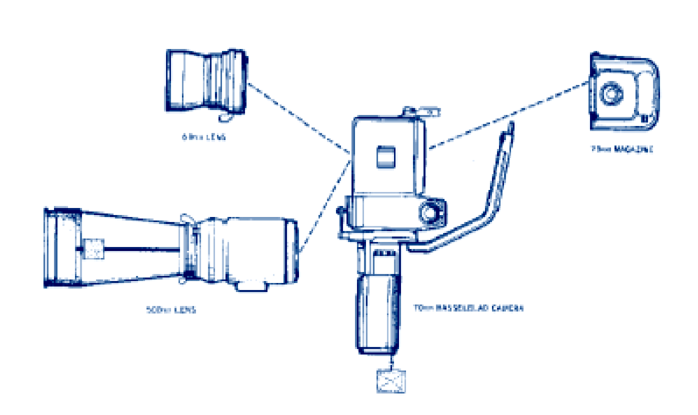
Un dispositivo, denominado gnomon llevaba una escala con la que medir el tamaño y calibrar las propiedades fotométricas de la superficie lunar.



Cámara Hasseblad

Las cámaras Hasselblad utilizadas por los astronautas fueron creadas especialmente para este uso, la película era de 70 mm (el doble que la película de 35 mm comúnmente utilizada) la película de color era de similares características al tipo Ektachrome-EF y la película en B/N era de similares características a la Plus-X; el objetivo principal de las cámaras era el de documentar las observaciones realizadas por los astronautas (especialmente el cuidado y documentación de rocas que se recolectaban para su estudio, varias fotografías se tomaban de cada roca con el Sol hacia la espalda del astronauta y con el Sol al lado del astronauta antes de la recolección, una tercera foto era para proporcionar un par estereográfico y después de la recolección una sola foto para permitir ver qué muestra fue recogida y mostrar la ubicación general de la muestra con respecto a las características reconocibles de la superficie lunar.

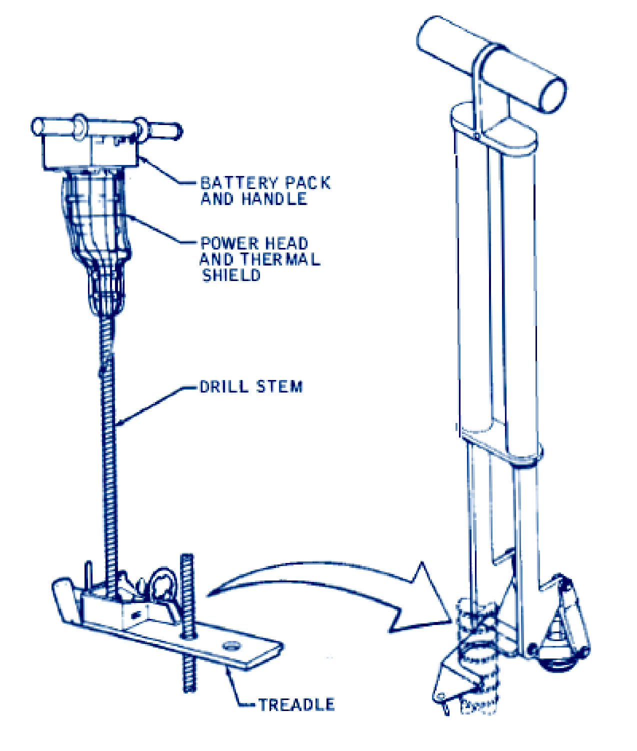
Vistas panorámicas se obtenían haciendo muchas fotografías del horizonte mientras se giraba unos grados y esquivando uno o dos pasos entre las tomas de cada foto sucesiva, las fotos tenían una considerable superposición, en la Tierra, se eliminaba la superposición y las fotos se ensamblaban produciendo una vista compuesta desde un lugar en particular.





Taladro de Superficie Lunar (ALSD)

El Taladro de Superficie Lunar Apollo (ALSD), usado para perforar los dos orificios del experimento HFE, también se utilizaba para perforar un tercer orificio desde el que las muestras eran recogidas, la broca para este propósito era hueca, permitiendo que la roca y el suelo pasen al taladro, estas muestras, denominadas núcleo, eran de aproximadamente de pulgada de diámetro (estas muestras no debe confundirse con las muestras obtenidas con los tubos impulsores que también se denominan núcleo) este equipo podía perforar y recolectar roca sólida, mientras que los tubos impulsores solo recolectaban material que sea lo suficientemente pequeño para ingresar el tubo.



Rover Lunar (LRV)

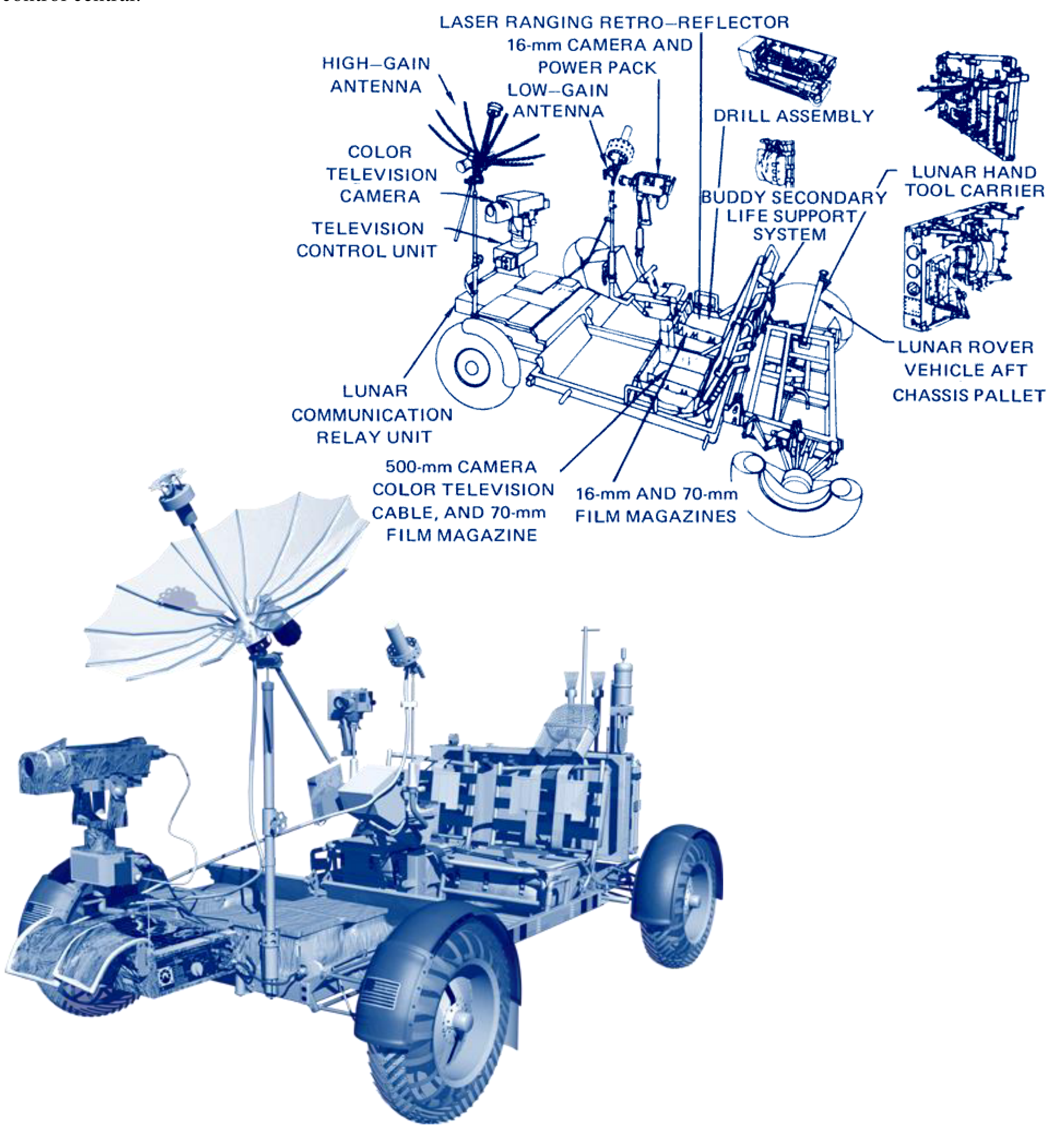
En abril de 1969, Werner Von Braun establece un equipo de estudio sobre vehículos lunares sobre los conceptos de vehículos como el MTA, MOLAB, LSSM, DMTA para crear el LRV, pero el principal problema era su peso, la masa a bordo del Módulo Lunar debía tener un límite de 218 Kg, los estudios iniciales se llevan a cabo en el Centro de Vuelos Espaciales Marshall, en Huntsville; la fabricación y pruebas se realizan en la fábrica Boeing; el contratista era General Motors División Delco Electronics de California.

Primero se crearon 8 modelos para diversos estudios, como los de compatibilidad con el Módulo Lunar, estudiar el despliegue por los astronautas, movilidad para el desarrollo del sistema de propulsión, ruedas, motor, suspensión, vibración para detectar la debilidad en la estructura, calificación de las pruebas de vibración principales en el vacío, temperaturas altas y bajas, entrenamiento de los astronautas y para la prensa; los modelos para los test pesaban 431 Kg, con ruedas comunes, los motores de accionamiento de las ruedas eran más potentes que en el modelo de vuelo (1 HP) y eran utilizados para pruebas con los astronautas en ambientes rocosos de nuestro planeta.

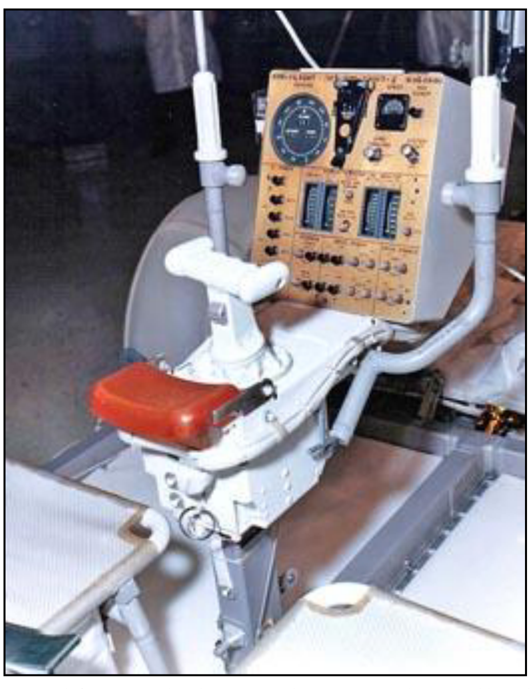


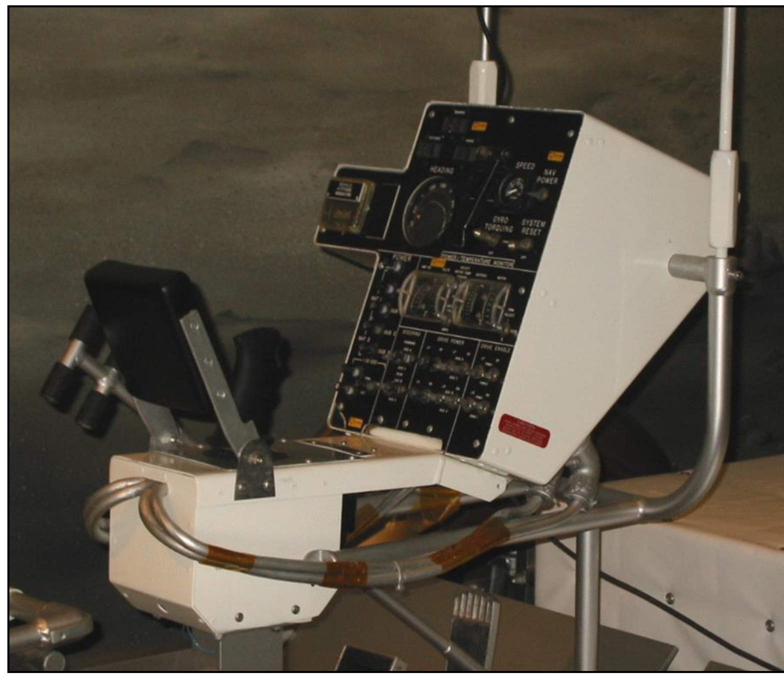
El diseño fue realizado por Boeing y la infraestructura fue hecha en el Centro de Vuelos Espaciales Marshall; el montaje final y las pruebas de los vehículos se llevaron a cabo en el Centro Espacial Kennedy, entregándose el primer modelo de vuelo a la NASA el 15-03-1971 para su utilización en la misión Apollo-15.

El LRV en realidad fue un aparato muy complejo, especialmente diseñado para el ambiente lunar, utilizando elementos livianos llegó a pesar 209 Kg, llevaría a dos astronautas con sus equipos de supervivencia, material científico y piedras recogidas durante las excursiones, podía moverse hacia delante o hacia atrás, cargar 363 Kg para los astronautas, 59 Kg de equipo científico/fotográfico y 32 Kg de rocas lunares, el chasis era plegable y se dividía en tres partes, en su parte central tenía dos asientos tipo silla plegable, palanca de mando y el panel de control central.

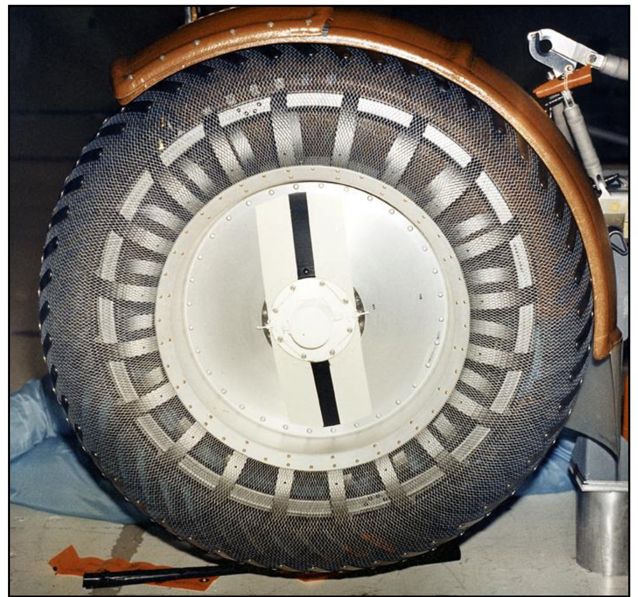


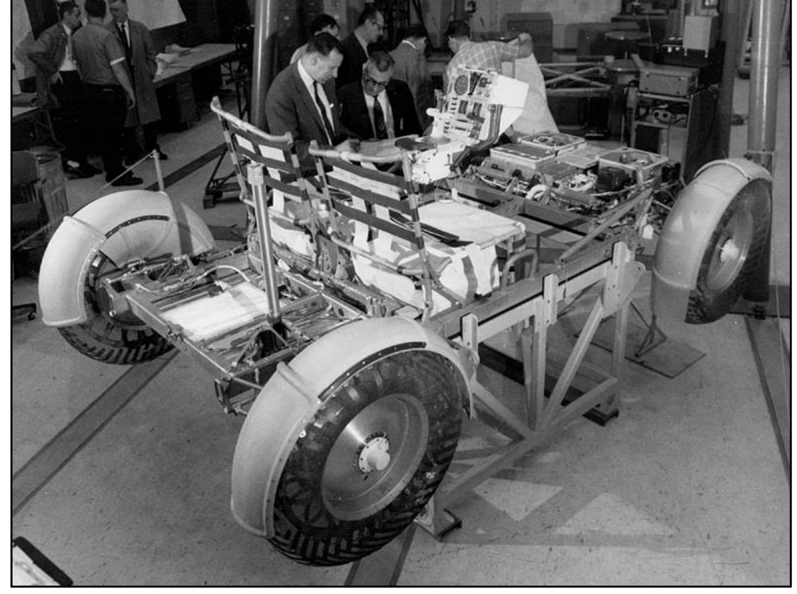
El LRV aceleraba al empujar hacia adelante la palanca de mando, tirando hacia atrás, se detenía, tenía botones para ir hacia atrás, izquierda o a la derecha, el tablero de instrumentos indicaba la velocidad, distancia recorrida, ubicación, distancia desde el Módulo Lunar e información para poder volver al punto del alunizaje, este sistema de navegación diseñado por Boeing incluía una unidad de dirección por giróscopo y una memoria de computadora, entre otros; en su parte delantera llevaba las baterías, sistema de comunicación, navegación y la electrónica de a bordo, en su parte trasera llevaba las herramientas y bolsas de muestras.



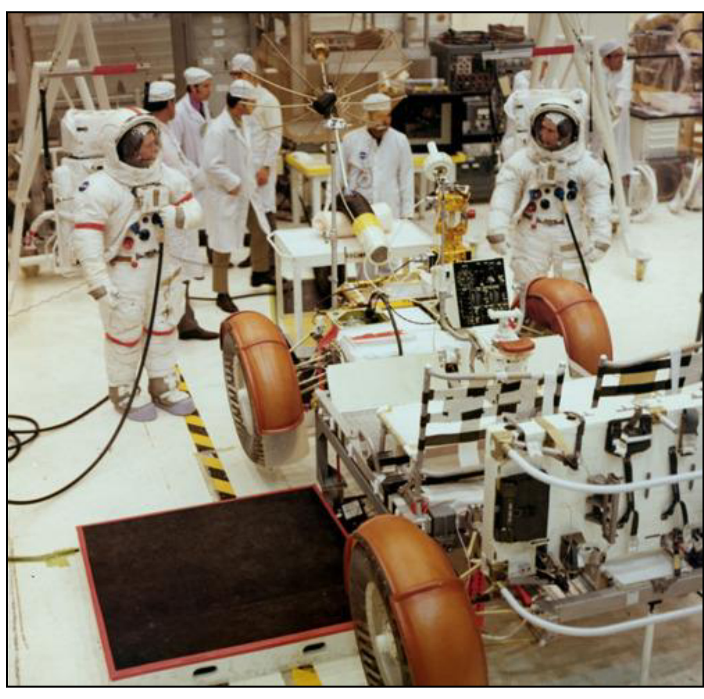


Las cubiertas de las ruedas eran de malla de alambre de acero de 0,08 mm de diámetro muy ligeras del tipo red, corrugado a intervalos de 0,47 cm y dividido en 800 hebras de 81 pulgadas de largo tejidas a mano y conformada para dar una envolvente que se montaba en el disco de la llanta, eran impulsadas por motores eléctricos individuales con una potencia de 1/10 CV que funcionaba a 5500 rpm colocados en el centro, lo que permitía una mayor autonomía y maniobrabilidad, un reductor reducía la velocidad de 257-1, su radio de giro era de 3,1 m; las ruedas traseras podían girar en dirección opuesta con respecto a las delanteras simultáneamente.



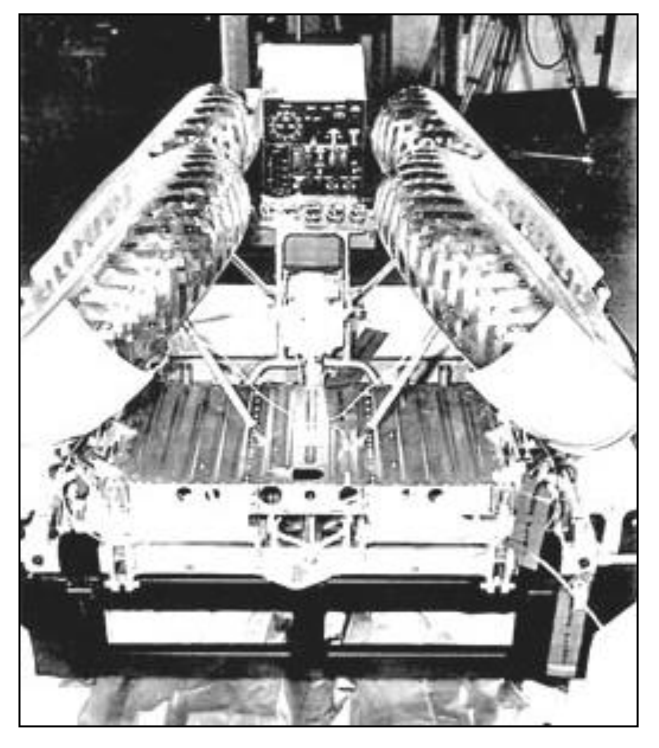


Tenía a una velocidad máxima de 16-19 Km/h en la Luna, con una distancia entre ejes de 2,29 m; podía superar obstáculos de 30,5 cm de altura, grietas de 71 cm, con todas las ruedas tocando el suelo, también podía subir y bajar pendientes de 25°, e incluso detenerse en pendientes de 35°; tenía una distancia al suelo de 35,6 cm; la empresa Goodyear desarrolló sus dos ruedas infladas; en la Luna, a pesar de la baja presión de aire, el LRV tenía una tendencia a rebotar, un sofisticado sistema de suspensión permitía absorber los golpes en el relieve lunar.



Se alimentaba de dos baterías Plata/Zinc de 36 V, construidas por Eagles Picher Electronics Division, no eran recargables, estaban hechas de una pieza de plexiglás con 25 celdas (hidróxido de potasio como electrolito) con una capacidad de 121 A/h, estaba diseñado para ser plegado en un cuadrante del Modulo Lunar y pudiendo ser desplegado por un solo astronauta a través de un sistema de poleas.

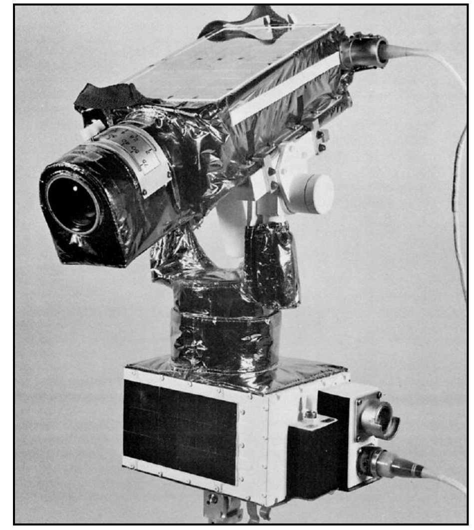




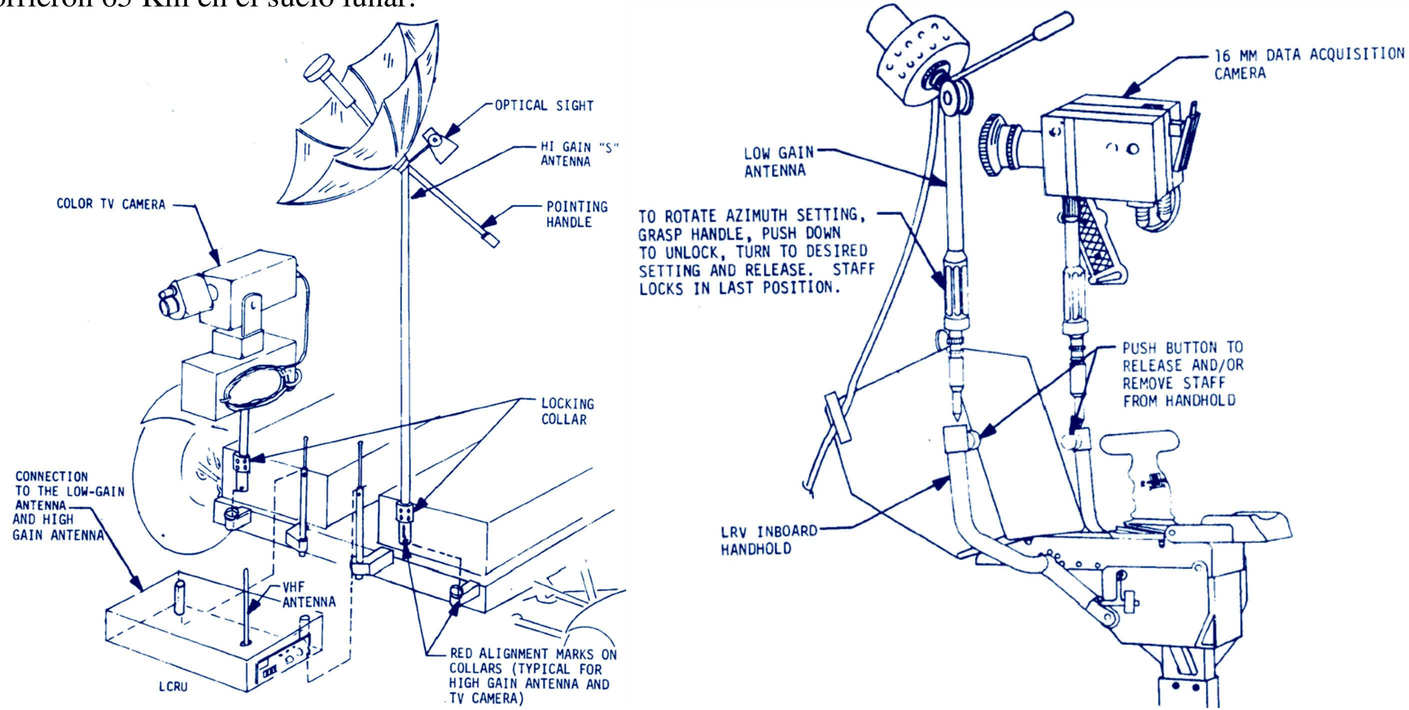
Diseñado para operar en diferencias de temperatura muy precisas, durante el lanzamiento, la tolerancia era de 27/38 °C, las capas aislantes controlaban el calor durante el ascenso, órbita alrededor de la Tierra, el viaje, la órbita lunar y descenso lunar, las baterías tenían una tolerancia de -16/102 °C; en la Luna, el control térmico era semi-pasivo utilizando el chasis como radiadores, con superficies reflectantes, espejos térmicos, fusibles, correas y superficies tratadas de manera especial, la protección pasiva era proporcionada por capas de mylar aluminizado, nylon y vidrio pulido, el calor se disipaba en las baterías por radiadores.







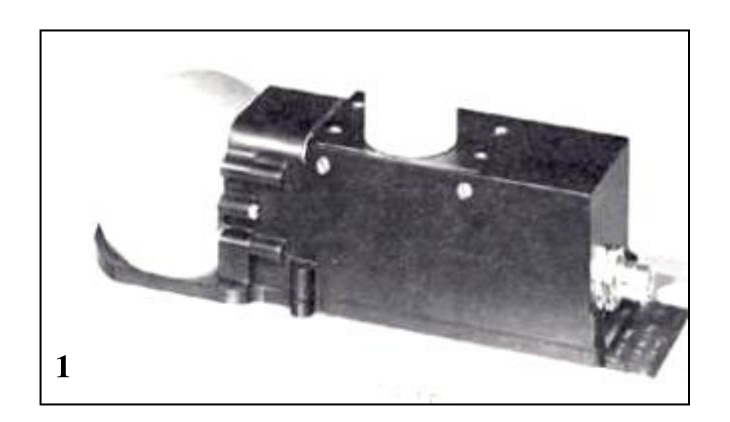
Llevaba una cámara de TV manejada de forma remota desde la Tierra, la autonomía de la cámara estaba sujeta al tiempo de vida de las baterías (78-80 hs), dos antenas permitían la comunicación con la Tierra, el Módulo de Comando en la órbita lunar y entre los astronautas, numerosos compartimentos de almacenamiento fueron construidos en el LRV para cumplir la misión de llevar el equipo (pala, martillo, escoba, pinzas) y las muestras recogidas durante las EVA, la estructura del bastidor trasero había sido diseñada para sostener la pala y el equipo de perforación, el kit de herramientas también se encontraba en la parte posterior, en la parte frontal se encontraba la antena de alta ganancia y la cámara de TV, en total viajaron tres LRV en las misiones Apollo-15, 16 y 17, y recorrieron 65 Km en el suelo lunar.

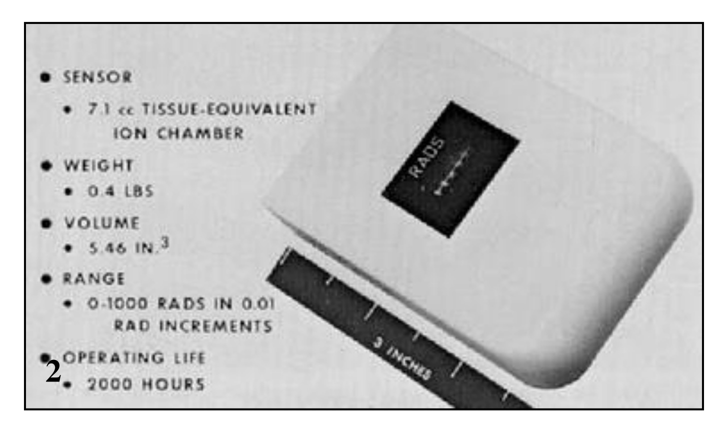


Medidores de radiación

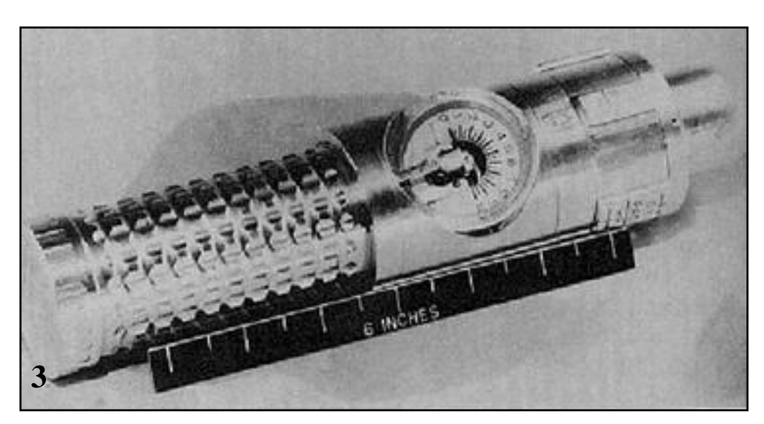
Siempre y cuando el tiempo de exposición no fuera muy elevada, las condiciones de radiación en el espacio interplanetario no son especialmente elevadas comparadas con las dosis recibidas en órbita baja, salvo por dos excepciones: los cinturones de radiación Van Allen y las tormentas solares; en el caso de los primeros, las misiones Apollo atravesaban estas zonas muy rápidamente, en cuestión de pocas horas (30 min. para el cinturón interior de protones, el más peligroso) por lo que la dosis absorbida era mínima, con respecto a las tormentas solares, durante el transcurso de las misiones lunares no se produjo ninguna erupción solar significativa.

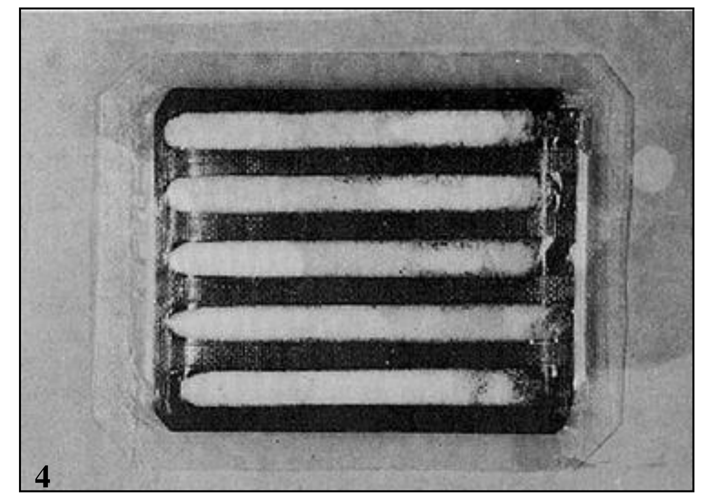
Para medir la radiación, se incorporaban varios dosímetros y sensores, cada nave llevaba un instrumento específico para medir la radiación denominado instrumento VABD (Van Allen Belt Dosimeter) (1).





Cada astronauta portaba un dosímetro personal (PRD) (2) con el fin de medir la dosis acumulada, este aparato era transportado en los bolsillos de los trajes de vuelo y disponía de una pequeña pantalla que mostraba la dosis acumulada en un momento dado y, cada 12 hrs, los astronautas debían registrar y comunicar al Centro Houston la lectura de las dosis, llevaban tres dosímetros pasivos repartidos por distintas zonas de la ropa, para ser analizados después del vuelo, la tripulación también llevaba a su disposición un medidor de radiación portátil (RSM) (3 y 4) que era usado regularmente para comprobar los niveles de radiación en distintas zonas de la nave.



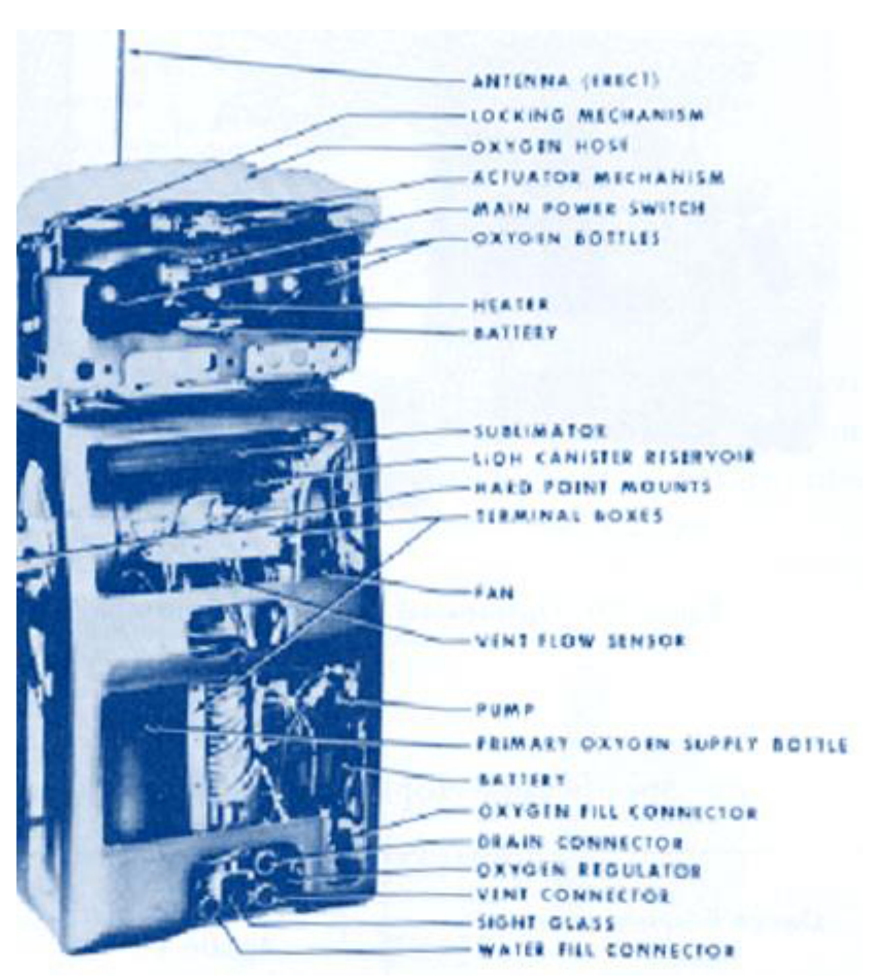


Traje espacial

Para el traje espacial, primero hubo que resolver un enorme problema, el de la refrigeración del cuerpo, dado que no existía atmósfera o cualquier otro medio de propagación de calor, el astronauta debía contar con un sistema de disipación de la temperatura corporal, cuestión que quedo resuelta con un intercambiador térmico y una serie de tuberías de material sintético recorridas por un liquido refrigerante; para que este material no estuviera en contacto con la piel, el astronauta debía colocarse una especie de malla ligerísima que incorporaba toda la tubería del sistema y sus conexiones con el intercambiador, alojado en la mochila dorsal.



La mochila (Portable Life Support System) alojaría el sistema de suministro de Oxígeno y los depuradores de anhídrido carbónico exhalado, proporcionaría también la regulación de la presión del traje, que impediría que el astronauta sufriese los efectos de la casi total ausencia de presión exterior, también alojaría el sistema de comunicaciones.



El problema de la eliminación del sudor y el vapor de agua de la respiración (peligroso por la posible formación de gotas de agua en el cristal frío del casco y la disminución de la visibilidad) fue superado por un equipo que suministraba un fuerte chorro de aire sobre la visera, el casco debía no solo ser liviano y transparente, sino que además debía evitar la exposición del rostro y los ojos a los rayos cósmicos y al Sol, esto se consiguió mediante la utilización de la más delgada película de oro que el hombre ha fabricado, la protección antirradiación se logró con tejidos especiales sintéticos y aluminizado.

Para los problemas de la movilidad, se estudiaron detenidamente las viejas armaduras de los caballeros medievales, verdaderos prodigios tecnológico-artesanales, y como ellas, se hicieron a medida, anatómicamente adaptados a las particularidades de cada astronauta, lo mismo se hizo con los guantes y las botas, en las que había que añadirle unas pesadas suelas que actuasen como contrapesos facilitando el desplazamiento sobre la superficie y amortiguasen los efectos de la débil gravedad, también hubo que pensar en cosas como la eliminación de residuos corporales, sólidos o líquidos, con fundas o bolsillos que contenían sustancias químicas que eliminaban tales problemas, el traje en la Tierra pesaba 80 Kg y en la superficie lunar 13,3 Kg.




CAPSULA ESPACIAL
Aviación
VISITENOS
CAPSULA-ESPACIAL.BLOGSPOT.COM

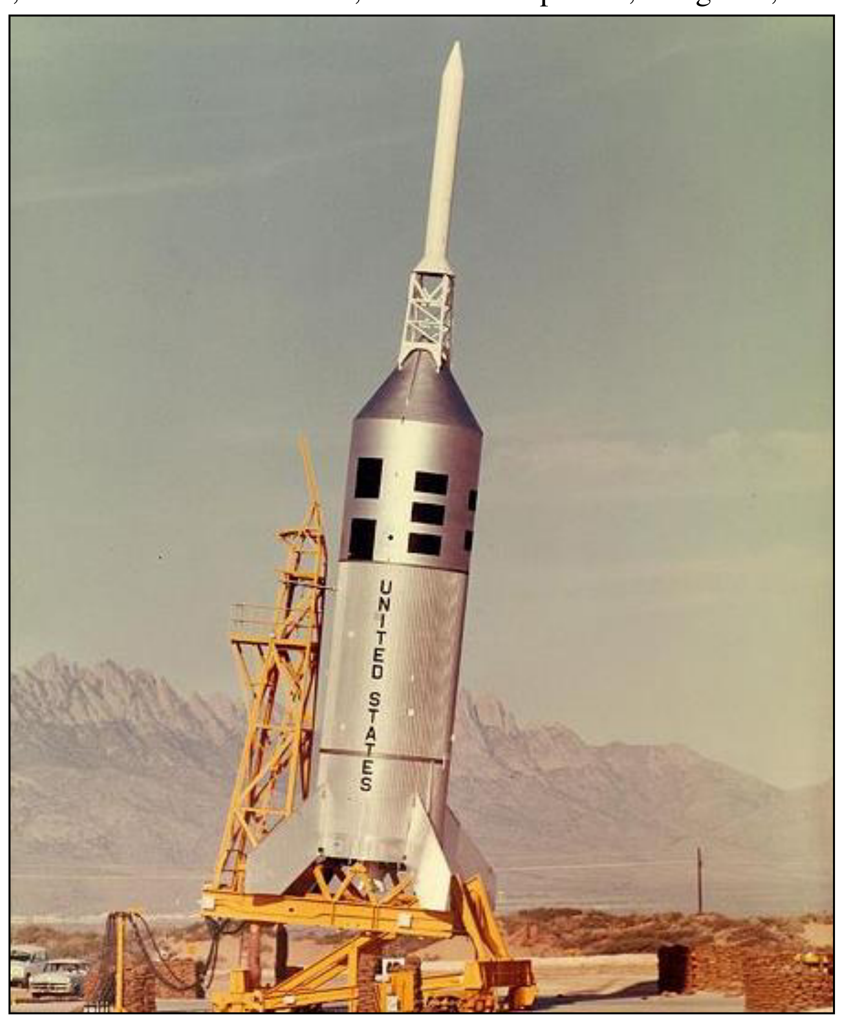
Vuelos de prueba

Little Joe II

Se planeó que la calificación del sistema de escape de lanzamiento Apollo se lograra a un costo mínimo, al inicio del programa, se otorgó un contrato para el desarrollo y la construcción de un vehículo de lanzamiento especializado que recaería en el predecesor del cohete Little Joe, vehículo que se había utilizado para probar el sistema de escape de lanzamiento de la nave Mercury en los años 1959 y 1960.

El programa se creó originalmente para llevarse a cabo en el Eastern Test Range (ETR) en Cabo Kennedy, Florida, pero, debido a un intenso programa de lanzamientos de alta prioridad en esa instalación, se evaluaron otros posibles sitios, incluidos Wallops Flight Facility (WFF) y la Base Aérea Eglin; finalmente fue elegido el Launch Complex 36 en el White Sands Missile Range (WSMR) anteriormente utilizado para pruebas del misil Redstone, que cumplía con los requisitos de programación y soporte, también permitía su recuperación en tierra, que era menos complicada que la recuperación en el mar que se habría requerido en los otros sitios de lanzamiento.

El programa se llevó a cabo bajo la dirección del Centro de Naves Espaciales Tripuladas Johnson con la participación conjunta de los principales contratistas del cohete y la nave, General Dynamics, Convair y North American Rockwell, el White Sands Missile Range proporcionó las instalaciones, el seguimiento óptico y por radar, reducción de datos, transmisión de comandos, datos en tiempo real, fotografía, telemetría y recuperación.



El Little Joe II era un cohete de propulsor sólido de una sola etapa que utilizaba un motor de refuerzo desarrollado para el cohete Recruit y un motor sustentador desarrollado para la etapa Algol de la familia de cohetes Scout, podía volar con un número variable de motores propulsores y de apoyo, pero todos estaban contenidos en un solo fuselaje.

La fabricación de las piezas para el primer vehículo comenzó en 1962 y la verificación final de los sistemas se completó en 1963, había una configuración original de aletas fijas y una versión posterior con controles de vuelo, el cohete fue dimensionado para coincidir con el diámetro del Módulo de Servicio de la nave Apollo y para adaptarse a la longitud de los motores de cohete Algol, las aletas aerodinámicas se dimensionaron para asegurar que el vehículo fuera inherentemente estable, el diseño estructural se basó en un peso bruto de 100 tn, de los cuales 36 tn eran carga útil, la estructura fue diseñada para un encendido secuencial con una posible superposición de 10 seg de 4 motores sustentadores de 1° etapa y 3 motores de 2° etapa, el empuje del sustentador fue proporcionado por motores de propulsión sólida Algol, la versatilidad de rendimiento se logró variando el número y la secuencia de encendido de los motores primarios (capacidad de hasta 7) necesarios para realizar la misión, los motores de cohete Recruit se utilizaron para refuerzo para complementar el empuje de despegue.

Se utilizó un concepto simplificado de diseño, herramientas y fabricación para limitar la cantidad de componentes del vehículo, reducir el tiempo de construcción y mantener el costo al mínimo, siempre que fue posible, los sistemas de los vehículos se diseñaron para utilizar componentes listos para usar que habían demostrado su confiabilidad por su uso en otros programas aeroespaciales, reduciendo aún más los costos generales al minimizar la cantidad de pruebas de calificación requeridas.





El vehículo de pruebas demostró ser muy confiable, no se destruyó cuando se le ordenó hacerlo porque el cordón detonante instalado incorrectamente no propagó la detonación inicial a las cargas en la carcasa del motor Algol.

El lanzamiento del vehículo de calificación fue el 28-10-1963 desde el WSMR, llevó una carga útil ficticia que consistía en una carcasa de aluminio con la forma básica del Módulo de Comando del Programa Apollo, con un Sistema de Escape y Aborto (LES) inerte adjunto y demostró que el cohete funcionaría para el lanzamiento de la misión A-001.

El lanzamiento de la Prueba A-001 fue el 13-05-1964 desde el WSMR con un Módulo de Comando BP-12 estándar, en esta oportunidad se realizó el primer aborto exitoso usando un LES activo, un tercer lanzamiento (Prueba A-002) fue el 8-12-1964 y usó el Módulo de Comando BP-23, probó la efectividad del LES cuando las presiones y tensiones en la nave espacial eran similares a las que serían durante un lanzamiento de Saturn-IB o Saturn-V.

El vehículo de lanzamiento de la cuarta prueba (A-003) con el Módulo de Comando BP-22, fue lanzado el 19-05-1965, diseñado para probar el sistema de escape a gran altura (aunque el aborto en realidad ocurrió a baja altitud debido a una falla del propulsor Little Joe II) quedó descontrolado aproximadamente 2,5 seg después del despegue cuando una aleta aerodinámica se movió a una posición de sobrecarga como resultado de una falla electrónica (estos problemas se corrigieron y se completó el programa de prueba de aborto) también se llevaron a cabo dos pruebas de aborto en plataforma en las que se activó el sistema de escape de lanzamiento a nivel del suelo.



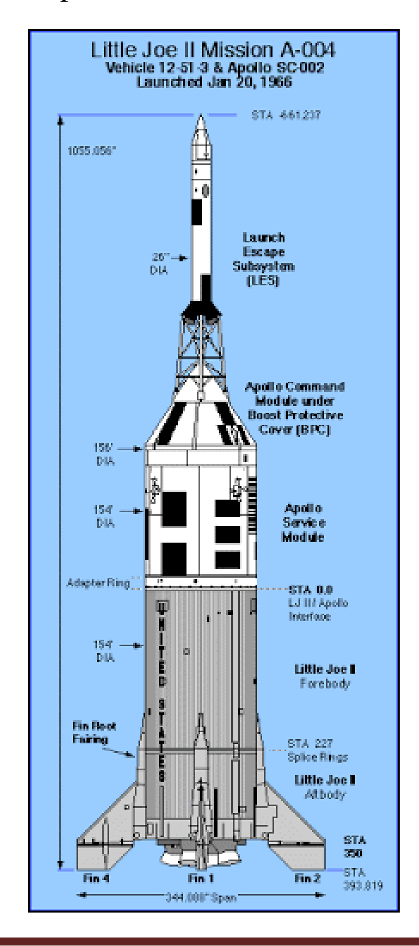


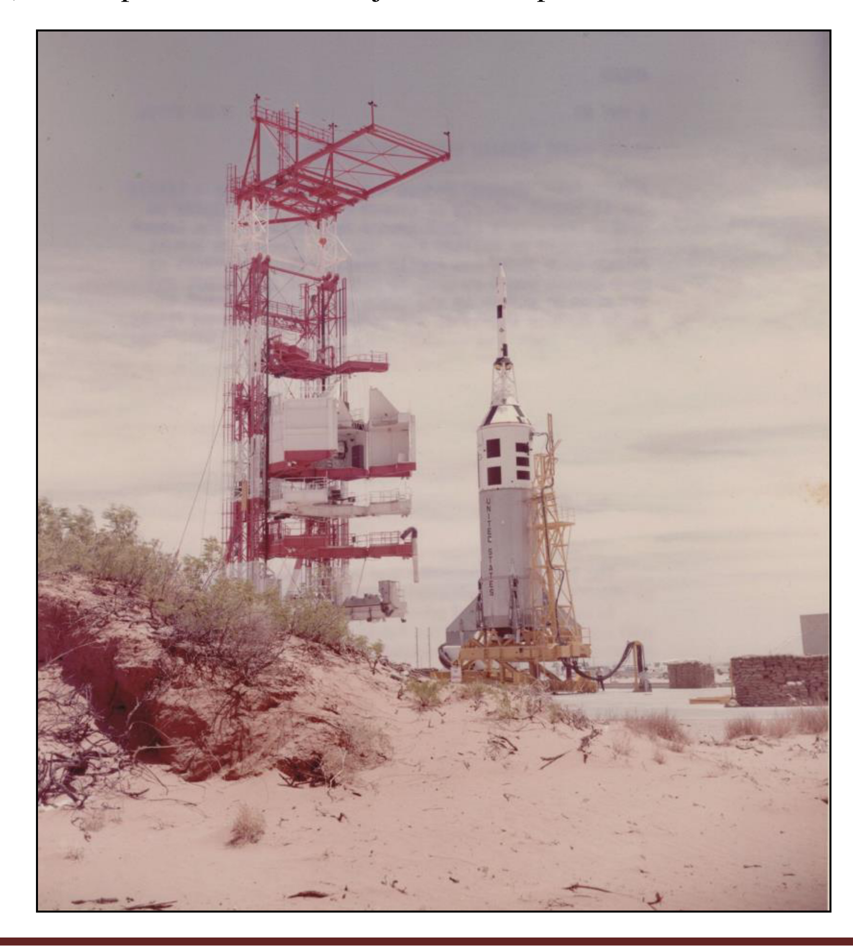
Prueba A-004

Fue el quinto y último Little Joe II que voló, la nave espacial para esta misión consistía en un Módulo de Comando y Servicio del Block I modificado y un LES del Block I modificado, la prueba se llevó a cabo sin tripulación para demostrar que el vehículo de escape de lanzamiento se orientaría y estabilizaría satisfactoriamente en la actitud adecuada después de haber sido sometido a una alta tasa de vibraciones, el vehículo de escape mantendría su integridad estructural en condiciones de prueba en las que la estructura del Módulo de Comando se cargó hasta el límite de diseño.

El sistema de propulsión constaba de 4 motores cohete Algol y 5 motores cohete Recruit, el sistema de control de actitud era similar al utilizado en la misión A-003, excepto que se eliminó el sistema de control de reacción y se proporcionó al vehículo la capacidad de responder a un comando de cabeceo hacia arriba transmitido por radio.

Lanzado el 20-01-1966 luego de varias postergaciones debido a dificultades técnicas y condiciones climáticas adversas, la maniobra de inclinación hacia arriba se ordenó cuando la telemetría mostró que se habían alcanzado las condiciones de altitud y velocidad deseadas, el aborto planificado se inició automáticamente 2,9 seg después, las velocidades de cabeceo y guiñada alcanzaron valores máximos de 160°/seg, y las velocidades de balanceo alcanzaron un pico de -70°/seg, las superficies canard se desplegaron en el momento adecuado, estabilizando el Módulo de Comando con el escudo térmico hacia adelante, el abandono de la torre y el funcionamiento de los sistemas de aterrizaje eran normales, finalmente todos los sistemas funcionaron satisfactoriamente, las cargas dinámicas y los valores de respuesta estructural estuvieron dentro de los límites de diseño y valores predichos, aunque no se logró un valor de carga estructural de interés principal (presión diferencial local entre el interior y el exterior de la pared del Módulo de Comando) se cumplieron todos los objetivos de la prueba.





Cohete Saturn-I

El Saturn-I fue el primer cohete de múltiples motores de Estados Unidos, sus tanques provenían de los tanques de los cohetes Júpiter y Redstone, su 1° etapa procedía del misil SM-64 Navaho; comenzó en abril de 1957 como concepto de cohete pesado, llamado Juno-V por la Agencia de Misiles Balísticos del Ejército (ABMA) de Estados Unidos, y fue renombrado como Saturn en febrero de 1959, diseñado para ser construido utilizando los materiales ya existentes de los cohetes, también usaba 8 motores modificados del Thor IRBM, que se llamaría H-1.

Al diseñar el Saturn-I la ABMA intentaba anticiparse a las necesidades del Departamento de Defensa para lanzar los nuevos satélites militares en el período de 1960/1962, considerando al Juno-V un cohete general para la investigación y desarrollo de armas espaciales de ataque y defensa; tareas específicas fueron previstas para las fuerzas armadas, satélites de navegación para la US Navy; de reconocimiento, meteorológicos y comunicaciones para el US Army y la USAF, apoyo para misiones tripuladas de la USAF y suministros superficie/superficie para el US Army en distancias de hasta 6400 Km.



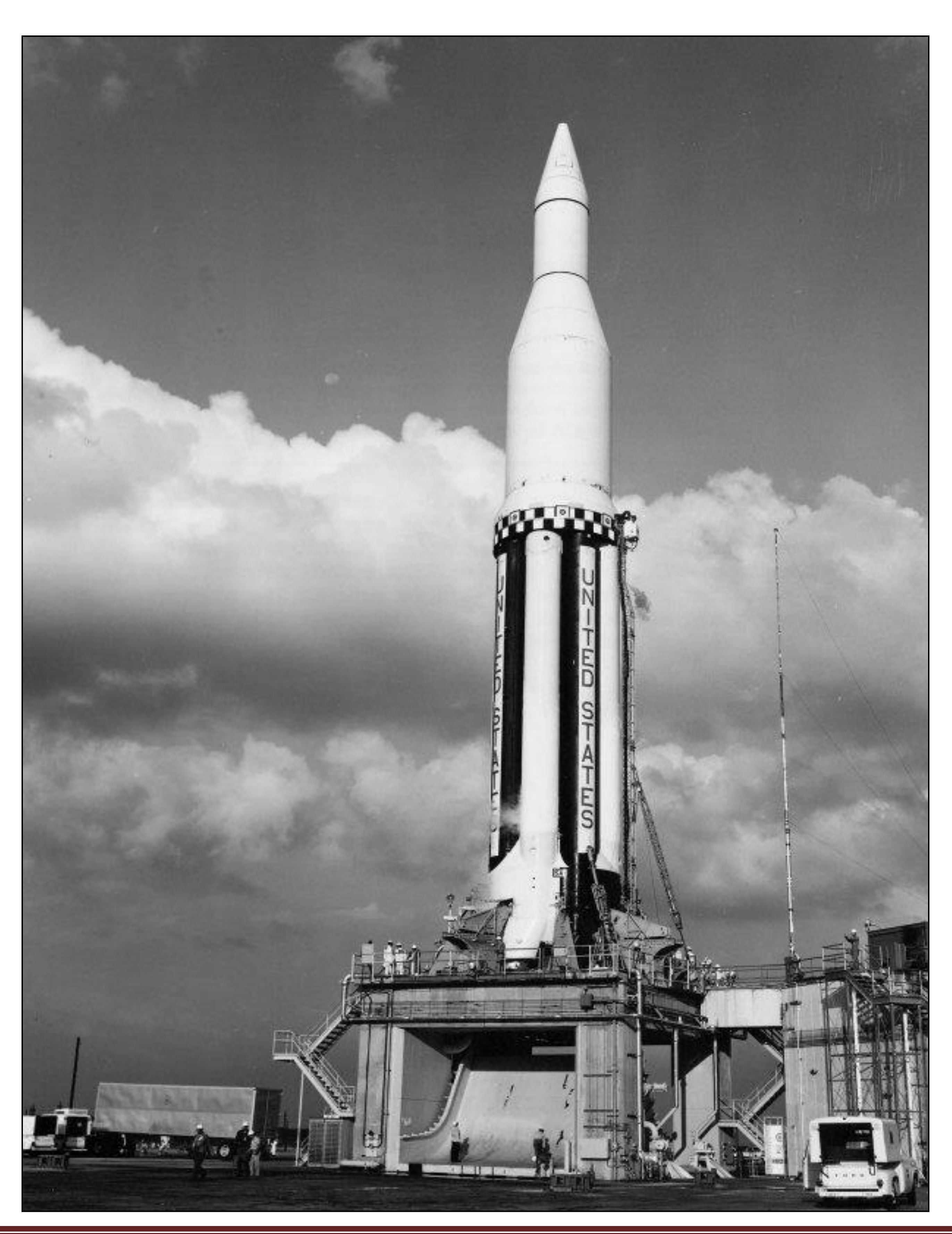
Para la NASA, los planes de la ABMA contemplaban la posibilidad del uso del cohete Juno-V como soporte para satélites, sondas espaciales y estaciones orbitales, como también para pruebas de sistemas de propulsión, finalmente, el Departamento de Defensa (DoD) decide que el Saturn I es demasiado grande y costoso para cualquier misión militar, incluyendo las tripuladas hacia el espacio y que los grandes vehículos de lanzamiento de la clase Saturn deberían ser responsabilidad de la NASA porque no había una necesidad militar urgente de ellos, el 1-07-1960 la ABMA es transferida a la NASA y el cohete Saturn se convierte en parte del programa Apollo.

El cohete tenía una longitud total de 45,7 m, 6,5 m de diámetro y un peso de 498500 Kg, la 1° etapa (S-I) estaba compuesta por 8 motores H-1 para su lanzamiento, 9 contenedores para propelente, 8 aletas estabilizadoras, la estructura para soportar los motores y otros componentes, los contenedores para los combustibles eran tanques utilizados en los cohetes Redstone, cuatro para Oxígeno líquido (LOX) pintados de blanco, y cuatro para el RP-1 (queroseno) pintados de negro, estaban agrupados alrededor de un tanque central del Júpiter, que contenía LOX.

El motor H-1 usaba Oxígeno líquido como oxidante y RP-1 de combustible, se usaba como impulsor para los cohetes Delta y Júpiter, diseñado a partir del misil Navajo, simplificándolo y mejorándolo para el Saturn, fue el precedente del motor F-1, que sería usado en los Saturn-V.

Los cuatro motores exteriores podían ser dirigidos, lo que significaba que se usaban para guiar adecuadamente al cohete. Sin embargo, esto requería más elementos en los motores.

La etapa S-IV estaba impulsada por 6 motores RL-10 (también usado en cohetes Atlas y Titán) que podían ser dirigidos, su combustible era Oxígeno líquido e Hidrógeno líquido. Esta fase fue construida como una estructura común, cada tanque de propelente estaba directamente conectado a otro, permitiendo ahorrar casi 10 tn de peso.


UNITED STATES
UNITED STATES

Vuelo AS-201

La primera pieza del cohete en llegar a Cabo Cañaveral fue la etapa S-IB el 14-08-1965 a bordo de una barcaza, había sido construida por Chrysler y contaba con 8 motores H-1 fabricados por Rocketdyne, la 2° etapa del S-IVB llegó el 18-09-1965, luego los demás componentes como la Unidad de Instrumentos que controlaría el vehículo y el Módulo de Comando y Servicio (CSM) llegaría en diferentes etapas hasta completar todo el 27-10-1965.

El primer problema que encontró la NASA se produjo el 7-10, la computadora RCA 110A que probaría el cohete y automatizaría el proceso, llevaba con 10 días de retraso, lo que significaba que no estaría antes del 1-11-1965, cuando llegó, continuó teniendo problemas con las tarjetas perforadas y también con los capacitores que no funcionaban bien bajo una capa protectora, las pruebas se realizaron las 24 hrs durante diciembre, los técnicos probaban los sistemas de combustible del CSM durante el día y las pruebas se realizaban en el cohete por la noche, el régimen de pruebas se completó lentamente, demostrando que el cohete podía funcionar por sí solo.

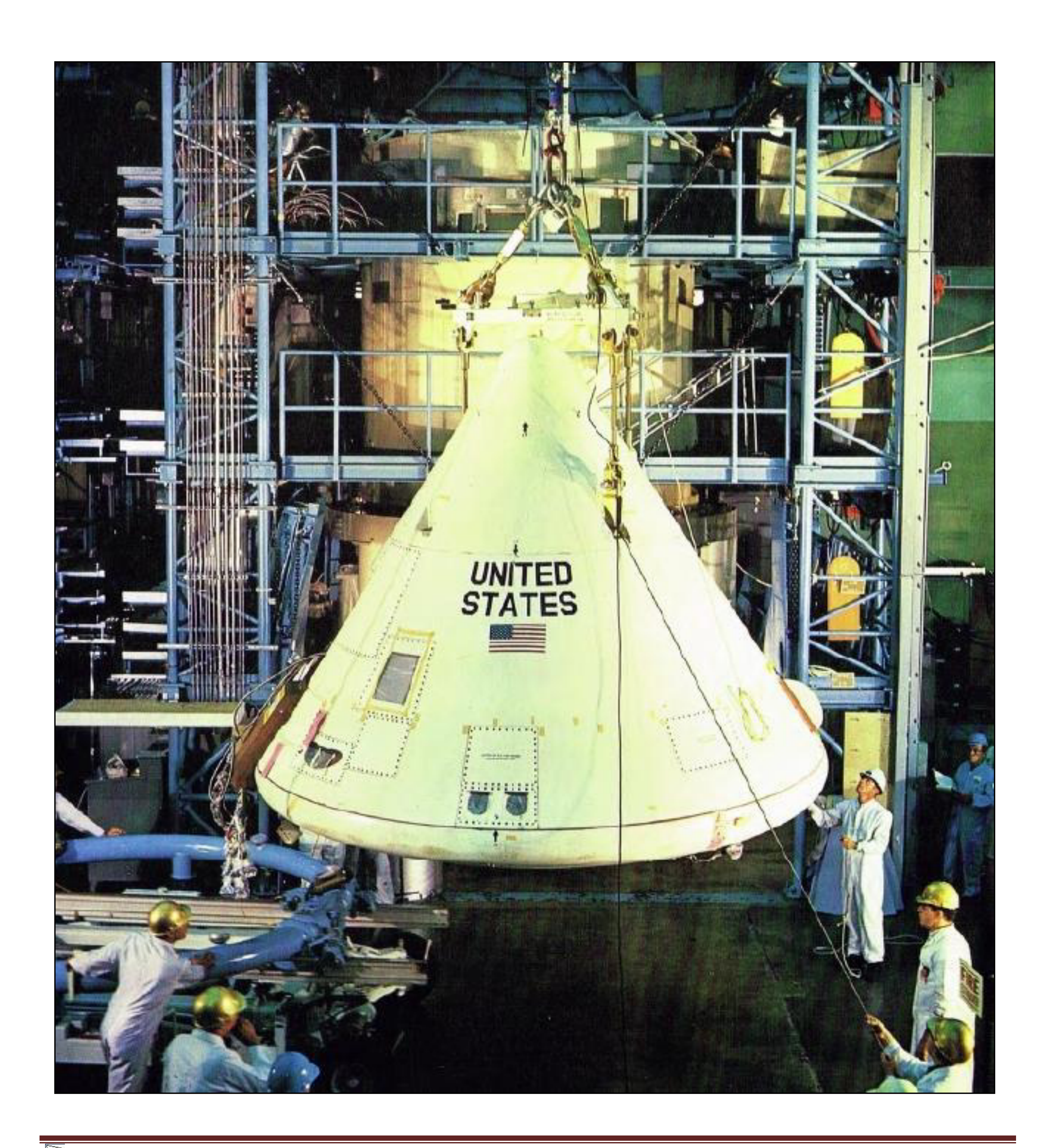


Módulo de Comando y Servicio CSM-009

El Módulo de Comando y Servicio CSM-009 era una versión del Block I, diseñado antes de que se eligiera el método de acople con el Módulo Lunar en la órbita lunar, por lo que carecía de esa capacidad; el Block I también utilizó diseños preliminares de ciertos subsistemas y era más pesado que la versión Block II con capacidad de misión lunar, CM-009 fue el segundo Módulo de Comando de producción Block I en volar (el primero fue CM-002, que fue lanzado a bordo en un cohete Little Joe II para la prueba final del sistema de escape y aborto de lanzamiento, designado A-004) variaba de la configuración de producción por la omisión del sistema de guía y navegación, asientos de la tripulación, pantallas y equipo asociado y el agregado de un programador de control y un sistema de detección de emergencia de circuito abierto

Fue el primer Módulo de Servicio de producción del Block I en volar, variaba de la configuración de producción mediante el reemplazo de las pilas de combustible generadoras de energía eléctrica por baterías y la omisión del equipo de comunicación de banda S, el lanzamiento también incluyó un sistema de escape Block I (LES) y el primer vuelo del adaptador SLM que conectaba la nave espacial al vehículo de lanzamiento, en la actualidad se encuentra en exhibición en el Strategic Air Command & Aerospace Museum, Ashland, Nebrasca.



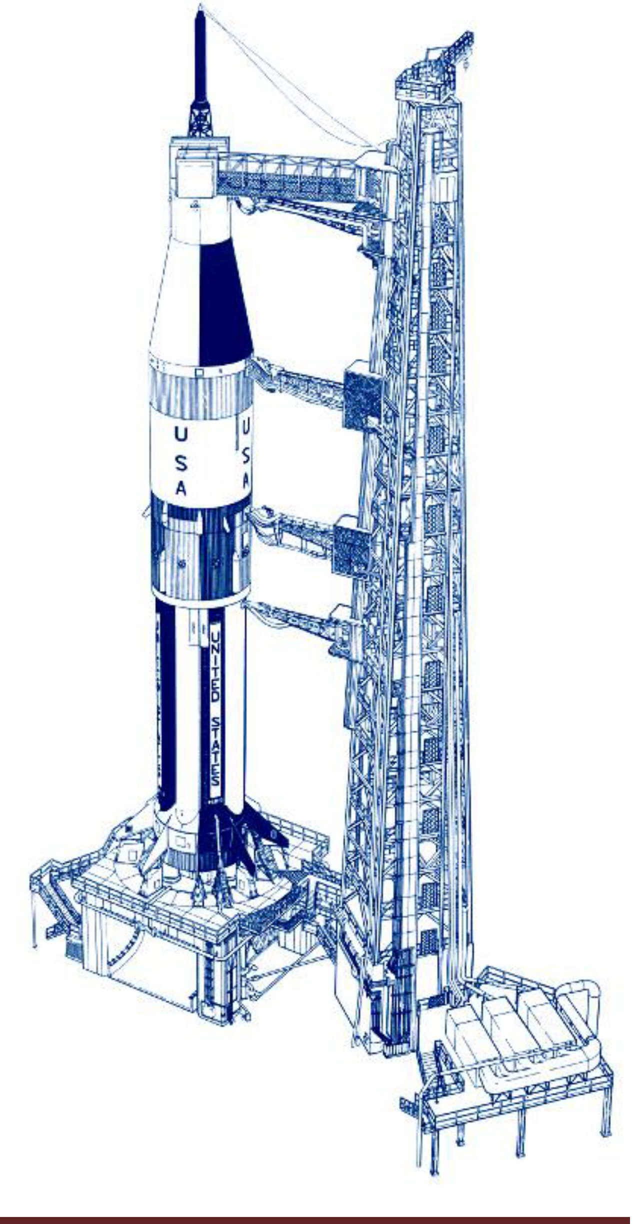

UNITED
STATES

Cohete Saturn-IB

El Saturno-IB fue la versión mejorada del cohete Saturn I volado en misiones Apollo anteriores, presentaba una actualización de los motores de la primera etapa para aumentar el empuje de 6700 kN de empuje a 7100 kN, y el reemplazo de la segunda etapa por el S-IVB, etapa que utilizaba un nuevo motor (J-2) de Hidrógeno líquido y un nuevo modelo del sistema de guía y control conocido como Unidad de Instrumentos.

Los objetivos de la misión fueron, demostrar los sistemas eléctricos, de guía y de propulsión del vehículo de lanzamiento Saturn IB, compatibilidad estructural entre el vehículo de lanzamiento y el Módulo de Comando y Servicio, asegurando que no se excedan las cargas de diseño de la nave espacial, separación adecuada de todos los elementos del vehículo, demostrar el escudo térmico del Módulo de Comando y Servicio, el sistema de propulsión de servicio (incluido el reinicio en el espacio) sistemas de control de reacción del Módulo de Comando y el Módulo de Servicio, control ambiental de la presión y temperatura de la cabina, comunicaciones parciales, estabilidad y control, sistema de aterrizaje en tierra y subsistema de energía eléctrica, evaluar el sistema de detección de emergencia en una configuración de circuito abierto, las instalaciones de apoyo para el lanzamiento, el control de la misión y la recuperación.





El perfil de la misión requería que el cohete Saturn-IB lanzara la nave espacial en dirección E-SO en una trayectoria balística alta; allí el Módulo de Comando se separaría, el motor del Módulo de Servicio se dispararía dos veces, y el Módulo de Comando volvería a reentrar en la atmósfera y amarizando en el Océano Atlántico Sur, el primer intento de lanzamiento estaba programado para el 26-02-1966, hubo varios retrasos, pero cuando la presión en uno de los tanques de combustible del S-IVB cayó por debajo de los límites permitidos, la computadora de a bordo abortó el lanzamiento 4 seg. antes; aunque el problema tenía solución, se pensó que no se podía hacer dentro de la ventana de lanzamiento, luego de ejecutar un simulacro de lanzamiento y 150 seg. de vuelo para mostrar que el cohete podía operar con la presión más baja en el tanque de combustible, fue reiniciado el lanzamiento real.

Finalmente, el primer vuelo del Saturn IB despegó, la 1° etapa funcionó, elevando el cohete a 57 Km, cuando el cohete tomó el control y llevó la nave a 425 Km, el Módulo de Comando-Servicio se separó y continuó subiendo hasta los 488 Km; el Módulo de Comando-Servicio luego disparó su propio cohete para acelerar la nave hacia la Tierra, la primera propulsión duró 184 seg. y más tarde lo hizo durante 10 seg., demostrando que el motor podía reiniciarse en el espacio (parte crucial de cualquier vuelo tripulado a la Luna) hizo su reentrada atmosférica a una velocidad de 29800 Km/h, acuatizando 37 min luego del lanzamiento a 72 Km del punto de acuatizaje planificado, posteriormente la nave fue llevada a bordo del portaaviones USS Boxer.



Se encontraron tres problemas en el vuelo, el motor del Módulo de Servicio funcionó correctamente durante 80 seg. interrumpido por la presencia de gas Helio a presión en la cámara de combustión (se utilizó Helio para presurizar los tanques de combustible, pero no debería haber estado en la cámara de combustión) esto fue causado por una rotura en una línea de oxidante que permitió que el Helio se mezclara con el oxidante; una falla del sistema eléctrico causó que el Módulo de Comando perdiera el control de la dirección durante la reentrada, y las mediciones que debían tomarse durante la reentrada fallaron debido a un cortocircuito, después del vuelo, la cápsula CSM-009 también se utilizó para pruebas de caída en White Sands Missile Range.

Vuelo AS-202

El Apollo Saturn-202 fue diseñado para repetir el vuelo del AS-201, llevaría un Módulo de Comando y Servicio, con la diferencia de que uno de los propulsores del sistema de control de reacción simulado, fue instrumentado para registrar las temperaturas y vibraciones de lanzamiento, otra diferencia importante era que la torre del Sistema de Escape de Lanzamiento se descartaría utilizando los motores de escape de lanzamiento y control de cabeceo (la misión utilizó el modelo Apollo BP-15) fue la primera vez que un cohete Saturn llevaba una computadora de guía programable, que sería posible reprogramarla durante el vuelo para que cualquier comportamiento anómalo pudiera corregirse, a mediados de 1966, se encontró una pequeña grieta en el motor N° 6, lo que significó retirar el motor y se decidió devolver los ocho motores al fabricante, el reemplazo retrasó el lanzamiento unas dos semanas, seguido de otro retraso de varios días debido a huracanes que estaban azotando la zona de Cabo Cañaveral.

Finalmente el lanzamiento fue el 18-09-1966, la 1° etapa se quemó durante 147,7 seg., con una separación de 0,8 seg., más tarde, la 2° etapa se encendió 1,7 seg. y luego el Sistema de Escape de Lanzamiento se desechó 160,2 seg. después de lanzarse; el vuelo cumplió con todos sus objetivos, la nave espacial continuó transmitiendo telemetría durante cinco órbitas y fue rastreada hasta el reingreso sobre el Océano Índico, el único evento anómalo en el vuelo fue la imposibilidad de recuperar las 8 cápsulas de cámara de película (habían aterrizado cerca del área esperada, donde el huracán Gladys descartó una búsqueda continua) Sin embargo, dos de las cápsulas llegaron a la playa dos meses después cubiertas de percebes, pero la película del interior no estaba dañada.



Vuelo AS-203

A mediados de 1966, se toma la decisión de lanzar el AS-203 antes que el AS-202 ya que el Módulo de Comando-Servicio que volaría en el AS-202 se retrasó; la etapa S-IVB llega a Cabo Cañaveral el 6-04-1966; la 1° etapa S-IB llega el 12-04 y la Unidad de Instrumentos el 14-04, en esos momentos se podían ver tres cohetes Saturn instalados en varias plataformas, en el Pad 39A había una maqueta de tamaño completo del Saturn V; el AS-202 estaba en Pad 34 y AS-203 estaba en el Pad 37B.

El propósito del vuelo AS-203 fue investigar los efectos de la ingravidez en el combustible de Hidrógeno líquido dentro del tanque de la 2° etapa S-IVB-200, para este objetivo se requirió de un lanzamiento para poner la nave en una órbita terrestre de estacionamiento; antes de iniciar el motor para volar a la Luna y para diseñar esta capacidad, se necesitaba verificar que las medidas diseñadas para controlar la ubicación del Hidrógeno en el tanque fueran adecuadas, y que las líneas de combustible y los motores pudieran mantenerse a las temperaturas adecuadas para permitir el reinicio del motor.

Para mantener los propulsores residuales en los tanques en órbita, el Módulo de Comando y Servicio sería reemplazado por un cono de nariz aerodinámico, además, la carga completa de oxidante de Oxígeno líquido se acortaría ligeramente para que la cantidad de Hidrógeno restante se aproximara a la de la órbita estacional del Saturn V, el tanque estaba equipado con 88 sensores y dos cámaras de TV para el registro del comportamiento del combustible.



El cohete fue lanzado 5-07-1966, la etapa S-IVB y la Unidad de Instrumentos se insertaron en una órbita circular de 190 Km, los objetivos de la prueba de diseño del S-IVB se llevaron a cabo en las dos primeras órbitas, y se descubrió que el Hidrógeno se comportaba principalmente como se había predicho, con suficiente control sobre su ubicación y las temperaturas del motor necesarias para el reinicio; las siguientes dos órbitas se utilizaron para experimentos adicionales para obtener información para su uso en futuros diseños de etapas criogénicas, incluyeron un experimento para observar y controlar la aceleración negativa del combustible causada por la pequeña cantidad de resistencia aerodinámica del vehículo, una prueba rápida de despresurización del tanque de combustible y una prueba de presurización del tanque de combustible cerrado (implicó presurizar el tanque de Hidrógeno cerrando sus respiraderos, mientras se despresurizaba el tanque de Oxígeno al permitir que continúe ventilando, se esperaba que la diferencia de presión entre los dos tanques colapsara el mamparo común que los separaba, como sucedió en una prueba en tierra, la ruptura debió haber ocurrido durante los 2 min de pérdida de señal entre el Centro de Naves Espaciales Tripuladas y la Estación de Seguimiento de Trinidad, la imagen del radar indicaba que el vehículo estaba dividido en varias piezas; la NASA concluyó que una chispa o un impacto debieron encender los propulsores y provocar una explosión, a pesar de la destrucción, la misión fue catalogada como un éxito, habiendo logrado todos sus objetivos principales y validando el concepto de diseño de la versión reiniciable S-IVB-500, luego Douglas Aircraft declaró que el diseño estaba listo para usarse en el Saturn V para enviar astronautas a la Luna.



Apollo-1 (AS-204)

Sería el primer vuelo de prueba tripulado del Módulo de Comando y Servicio del Apollo en la órbita de la Tierra, lanzado en un cohete Saturn-IB, esta misión pondría a prueba las operaciones de lanzamiento, las instalaciones de control y el funcionamiento de la plataforma de lanzamiento Apollo-Saturn, con una duración de hasta dos semanas, dependiendo del desempeño de la nave espacial durante la misión, el Módulo de Comando-Servicio (012) para este vuelo, era una versión denominada Block-I, diseñada antes de que la estrategia de encuentro en la órbita lunar fuera elegida como método de alunizaje; por lo tanto, carecía de la capacidad de acople con el Módulo Lunar. Este fue incorporado en el diseño del denominado Block-II, junto con la experiencia adquirida en el Block-I. El vuelo del Block-II sería usado en ensayos de vuelo con el Módulo Lunar cuando este estuviera listo, y posteriormente sería utilizado en los alunizajes.

A principios de 1966 fue seleccionada la primera tripulación del Apollo, con Grissom como comandante, White como piloto y Eisele como piloto, este último se dislocó el hombro a bordo del avión de entrenamiento KC-135 y tuvo que someterse a una cirugía, lo reemplazó Chaffee y la NASA anunció la selección de la tripulación el 21-03-1966, James Mc Divitt, David Scott y Russell Schweickart fueron nombrados como tripulación de reserva.




White, Grissom y Chafee

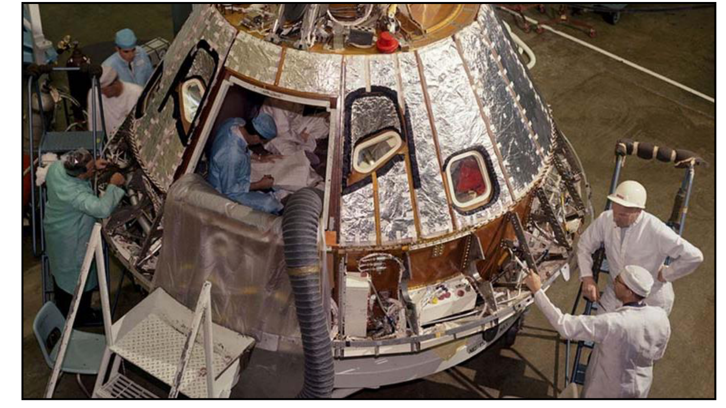
El 29-09, Schirra, Eisele y Cunningham fueron nombrados como tripulación principal para un segundo vuelo del Módulo de Comando y Servicio del Block-I/AS-205, la NASA decide seguir con un vuelo de prueba sin tripulantes del Módulo Lunar (AS-206), entonces la tercera misión tripulada sería un doble vuelo designado AS-278 (o AS-207/208), en el que la misión AS-207 lanzaría la primera misión tripulada del Módulo de Comando y Servicio del Block-II, luego se reuniría con el adaptador y con el Módulo Lunar no tripulado que lanzaría la AS-208, también se estaba estudiando la posibilidad de volar la primera misión Apollo como un encuentro espacial en conjunto con la última misión Gemini en noviembre de 1966, los retrasos en el programa Apollo y el tiempo adicional necesario para incorporar la compatibilidad con el Gemini, lo hacían poco práctico y se convirtió en irrelevante cuando la preparación de la misión AS-204 causó que en el último trimestre de 1966 la ventana de lanzamiento se perdiera y que la misión fuera reprogramada para el 21-02-1967, la nave 012 llegó al Centro Kennedy el 26-08, con la etiqueta Apollo Uno por North American Aviation en su cobertura de embalaje.

Para finales de 1966, el segundo vuelo del Block-I/AS-205 fue cancelada y considerada como innecesaria; Schirra, Eisele y Cunningham fueron reasignados como equipo de reserva para la tripulación del Apollo-1, Mc Divitt iría al primer equipo de la misión Block-II/LM, re-designado AS-258 debido a que el cohete AS-205 se utilizaría en lugar del AS-207, una tercera misión tripulada fue planeada para lanzar el Módulo de Comando-Servicio y el Módulo Lunar juntos en un cohete Saturn V a una órbita terrestre elíptica, para ser tripuladas por Frank Borman, Michael Collins y William Anders.

El Módulo de Comando-Servicio, era mucho más grande y mucho más complejo que cualquier diseño de nave espacial construido y usado previamente, en una reunión de revisión celebrada el 19-08-1966, la tripulación expresó su preocupación por la cantidad de material inflamable en la cabina (redes de nailon y velcro utilizadas para anclar herramientas y equipos en ingravidez) North American Aviation envió la nave CM-012 al Centro Kennedy el 26-08-1966 bajo un certificado condicional de vuelo.

Los Módulos de Comando y Servicio se acoplaron en la cámara de altitud del Centro Kennedy y se realizó la prueba del sistema combinado, primero en un ambiente no tripulado y a continuación con los equipos de respaldo, durante esta prueba, la unidad de control ambiental (ECU) en el Módulo de Comando se encontró que tenía un defecto de diseño y fue enviada de vuelta al fabricante para los cambios de diseño y actualización, también durante este tiempo, un tanque de propelente en el Módulo de Servicio se había roto durante las pruebas en North American Aviation, lo que provocó la separación de los módulos y la eliminación de la cámara, de modo que el Módulo de Servicio podía ponerse a prueba en busca de signos del problema del tanque, estas pruebas fueron negativas, y una vez que todos los problemas de hardware pendientes se resolvieron, la nave espacial fue montada y finalmente completaron una prueba de altitud con éxito con la tripulación de reserva, después de las pruebas de altitud exitosas, la nave fue retirada de la cámara de altitud el 3-01-1967 y acoplada al cohete Saturn-IB en el Pad 34, el 6-01-1967.

La simulación de lanzamiento el 27-01-1967, en el Pad 34, era una prueba para determinar si la nave operaría nominalmente (simulada) con su propia alimentación interna, mientras se desconectaban los cables y umbilicales de alimentación externa, la superación de esta prueba era esencial para la fecha de lanzamiento el 21-02 y considerada no peligrosa, porque ni el cohete ni la nave espacial eran cargadas con combustible o propelente criogénicos, y los sistemas pirotécnicos estaban desactivados, Grissom, Chaffee y White entraron en el Módulo de Comando a la presión atmosférica adecuada y conectados a los sistemas de Oxígeno y comunicación de la nave espacial, Grissom notó un olor extraño en el aire que circulaba a través de su traje, y la cuenta regresiva simulada se detuvo, mientras que se tomaron muestras de aire, ninguna causa del olor se pudo encontrar, y la cuenta se reanudaría (durante la investigación del accidente se determinó que este olor no estaba relacionado de alguna manera con el fuego) 3 min. después se reanudó el recuento y se inició la instalación de la escotilla, esta se componía de tres partes: una escotilla interior extraíble, que se mantuvo dentro de la cabina; una escotilla exterior con bisagras, que formaba parte del escudo térmico protector de la nave, y una tapa de escotilla exterior, que era parte de la cubierta protectora que envolvía todo el Módulo de Comando para protegerlo del calentamiento aerodinámico durante el lanzamiento y de las llamas del cohete de escape de lanzamiento en caso de un aborto, la cubierta de la escotilla fue parcialmente, pero no totalmente trabada en su lugar, para permitir el paso de algunos cables para proporcionar la energía interna simulada, luego se sellaron las escotillas y el aire en la cabina se reemplazó con Oxígeno puro a 16,7 psi (2 psi superior a la presión atmosférica) otros problemas incluyeron episodios de alto flujo de Oxígeno a los trajes espaciales, lo que disparó una alarma, la causa probable se atribuyó a los movimientos de los astronautas, que fueron detectados por el sistema giroscópico inercial y de orientación de la nave y el micrófono-atascado de Grissom (el micrófono abierto era parte del tercer gran problema, con el bucle de comunicaciones que conectaba a la tripulación, las operaciones y la sala de control dentro del complejo de lanzamiento, los problemas llevaron a Grissom a comentar -"¿Cómo vamos a llegar a la Luna si no podemos hablar entre dos o tres edificios?"- la cuenta simulada se reanudó, mientras se hicieron intentos para solucionar el problema.



Los miembros de la tripulación revisaban su lista de comprobaciones, cuando un corto transitorio de tensión se registró, 10 seg. más tarde, Chaffee exclamó -"Hey"-, seguido por sonidos de forcejeo, White informó entonces, -"Tenemos un incendio en la cabina"-, algunos testigos dijeron que vieron a White en los monitores de TV tratando de alcanzar la manija de liberación de la compuerta interior, y cómo las llamas se propagaban en la cabina de izquierda a derecha, se cree que la transmisión de voz final podría haber venido de Chaffee 6 seg. luego, una voz gritó -"Hay un terrible fuego"-, el sonido de la ruptura del casco de la nave se escuchó inmediatamente después, seguido de -"Me estoy quemando"- y un grito de pánico; la transmisión terminó de manera abrupta, a los 15 seg. posterior a que se escuchara el primer informe del fuego.

La intensidad del fuego, alimentado por Oxígeno puro, causó que la presión aumentara en 15 seg. a 29 psi, lo que rompió la pared interior del Módulo de Comando (fase inicial del fuego) luego las llamas y gases corrieron fuera del módulo a través de los paneles de acceso abiertos a dos niveles de la estructura de servicio, el intenso calor, el humo denso y máscaras de gas ineficaces diseñadas para gases tóxicos en lugar de humo pesado, obstaculizaron los intentos del personal de tierra para rescatar a los astronautas, temiendo que el Módulo de Comando explotase, o que el fuego pudiera encender el cohete de combustible sólido en la torre de escape de lanzamiento por encima del Módulo de Comando, lo que habría destruido la plataforma de lanzamiento.

Cuando la presión se liberó por la ruptura de la cabina, la convección de aire hizo que las llamas se propagaran a través de la misma, dando comienzo a la segunda fase del incendio, la tercera fase comenzó cuando la mayor parte del Oxígeno se consumió y se reemplazó con el aire atmosférico y las labores de extinción se llevaron a cabo a fin de no producir grandes cantidades de humo, polvo y vapores que envolvieran la cabina, fueron necesarios 5 minutos para que los trabajadores de la plataforma abrieran las tres capas de la escotilla, y no podían dejar caer la compuerta interior del piso de la cabina según lo previsto, por lo que la empujaron a un lado, aunque las luces de la cabina permanecían encendidas, en un principio no pudieron encontrar a los astronautas a través del denso humo; cuando el humo se disipó, encontraron los cuerpos, pero no fueron capaces de extraerlos, el fuego había derretido en parte los trajes espaciales de nailon y las mangueras de conexión al sistema de soporte de vida de Grissom y White; Grissom se había quitado sus correas de fijación y yacía en el suelo de la nave, las correas de fijación de White se habían quemado, y él se encontraba tumbado de lado, justo debajo de la escotilla.

Se determinó que había tratado de abrir la escotilla a través del procedimiento de emergencia, pero no fue capaz de hacerlo en contra de la gran presión interna generada por las llamas, Chaffee fue encontrado siguiendo el procedimiento para mantener la comunicación hasta que White abriera la escotilla, debido a las gran cantidad de nailon fundido que habían fusionado a los astronautas con el interior de la cabina, la extracción de los cuerpos llevó cerca de 90 minutos.



Se estableció una Junta de Revisión del Apollo-1, presidida por el director del Centro de Investigaciones Langley, la cual incluía al astronauta Frank Borman, el diseñador de naves espaciales Maxime Faget y seis personas más, inmediatamente se ordenó que todo el hardware y software del Apollo-1 fuera confiscado, a fin de ser revisado solo bajo control de la junta, después de la minuciosa documentación estéreo-fotográfica del interior del CM-012, la junta ordenó su desmontaje utilizando procedimientos probados para desmontar a la idéntica nave CM-014 y llevó a cabo una investigación exhaustiva de todas las partes, también examinó los resultados de la autopsia de los astronautas y entrevistó a los testigos del siniestro y emitió su informe final el 5 de abril de 1967.

Según la Junta, Grissom sufrió graves quemaduras de 3° grado en más de un tercio de su cuerpo y su traje espacial fue destruido en su mayoría, White sufrió quemaduras de 3° grado en casi la mitad de su cuerpo y una cuarta parte de su traje espacial se había derretido, Chaffee sufrió quemaduras de 3° grado en casi una cuarta parte de su cuerpo y una pequeña porción de su traje espacial resultó dañado, el informe de la autopsia confirmó que la causa principal de muerte para los tres astronautas fue un paro cardíaco causado por las altas concentraciones de monóxido de Carbono, no se creyó que las quemaduras sufridas por la tripulación fueran los principales factores de los decesos, y se concluyó que la mayoría de ellas se habían producido después de la muerte, la asfixia sucedió después de que el fuego fundiera los trajes de los astronautas y los tubos de Oxígeno, exponiéndolos a la atmósfera letal de la cabina.

Se identificaron varios factores principales que se combinaron para causar el fuego y la muerte de los astronautas; una fuente de ignición más probablemente relacionada con un cableado vulnerable para poder manejar el flujo eléctrico de la nave, tuberías vulnerables para manejar un refrigerante inflamable y corrosivo, atmósfera de Oxígeno puro a una presión más alta que la presión atmosférica, amplia distribución de materiales altamente inflamables en la cabina, cabina sellada con una tapa de escotilla que no pudo ser eliminada rápidamente debido a la alta presión, preparación inadecuada de emergencia (asistencia médica y procedimientos de escape de la tripulación).



La junta de revisión determinó que la energía eléctrica falló momentáneamente y se encontró evidencia de varios arcos eléctricos en el equipo interno. Sin embargo, no fueron capaces de identificar de manera concluyente una sola fuente de ignición, se determinó que lo más probable es que el incendio comenzó cerca del suelo, en la parte inferior izquierda de la cabina, cerca de la unidad de control ambiental, extendiéndose desde la pared izquierda de la cabina a la derecha, afectado el suelo de la misma solo brevemente; la Junta de revisión notó que el alambre de cobre plateado que se extendía a través de la unidad de control del medio ambiente (ECS), cerca del asiento central del módulo no tenía su aislamiento de teflón y estaba erosionado a consecuencia del cierre y apertura repetidamente de una pequeña puerta de acceso, este punto débil en el cableado también se extendió cerca de una conexión de una línea de etilenglicol/enfriado por agua que había sido propenso a las fugas, la electrólisis de la solución de etilenglicol con el ánodo de plata fue descubierta el 29-05-1967 y considerada un peligro capaz de causar una reacción exotérmica violenta, encendiendo la mezcla de etilenglicol en atmósfera de Oxígeno puro del Módulo de Comando, experimentos en el Instituto de Tecnología de Illinois confirmaron que existía peligro para los alambres chapados en plata, y no sólo para alambres de cobre o cobre niquelado.

La prueba había sido ejecutada para simular el procedimiento de puesta en marcha, con la cabina presurizada con Oxígeno puro en el nivel de emisión nominal de 16.7 psi, 2 psi por encima de la presión atmosférica al nivel del mar estándar (más de cinco veces la presión parcial de Oxígeno en la atmósfera, proporcionando un entorno en el que los materiales que no se consideran altamente inflamables en condiciones normales, estallen bajo esas circunstancias).

La atmósfera de Oxígeno a alta presión fue consistente con la utilizada en los programas Mercury y Gemini, la presión antes del lanzamiento fue deliberadamente superior a la temperatura con el fin de expulsar el aire que contiene Nitrógeno y reemplazarlo con Oxígeno puro y también para sellar la cubierta de la escotilla. Durante el lanzamiento, la presión se reduce gradualmente hasta el nivel en vuelo de 5 psi, que proporciona suficiente Oxígeno para permitir a los astronautas respirar mientras se reduce el riesgo de incendio, la tripulación del Apollo-1 había probado este procedimiento con su nave en la cámara de altitud (cámara de vacío) en el edificio de operaciones y revisiones el 18 y 19-10-1966 y el equipo de seguridad de Schirra, Eisele y Cunningham la había repetido el 30-12-1966, la Junta de investigación observó que, durante estas pruebas, el Módulo de Comando había sido totalmente presurizado con Oxígeno puro cuatro veces.



Apollo-4

Antes de proceder al primer lanzamiento tripulado, se realizarían un serie de vuelos de prueba para someter a un riguroso control a todos los elementos que intervendrían en la operación, ya sea el cohete en sus tres etapas, como los módulos componentes de la nave destinada al vuelo lunar.

La denominación Apollo-1 sería designada por la NASA a la cápsula destruida por el incendio, que a pesar de no haberse realizado el vuelo (factor determinante hasta entonces para darle una denominación oficial a cada prueba) la experiencia quedaría registrada como “Primer vuelo tripulado Apollo-Saturn, falló durante las pruebas en tierra”, la terminología correspondiente a los vuelos Apollo-2 y Apollo-3 no se utilizaría nunca, AS-501 fue la primera misión en volar bajo el esquema oficial de numeración de misiones Apollo aprobado el 24-04-1967; aunque ya se habían lanzado tres vuelos del Saturn-IB sin tripulación, solo dos contenían una nave espacial Apollo y el AS-203 llevaba solo el cono de nariz aerodinámico, se reanudaba la secuencia de numeración pasando directamente a las pruebas correspondientes al Apollo-4; su lanzamiento se planeó originalmente para fines de 1966, pero fue retrasado por problemas de desarrollo de la etapa hasta abril de 1967, la primera pieza en llegar a Cabo Kennedy fue la 3° etapa (S-IVB) construida por Douglas Aircraft Co., pudiendo ser transportada por un avión Super Guppy especialmente construido, las otras etapas fueron mucho más grandes y tuvieron que viajar en barcazas a lo largo del Río Banana hasta el puerto de Cabo Kennedy.



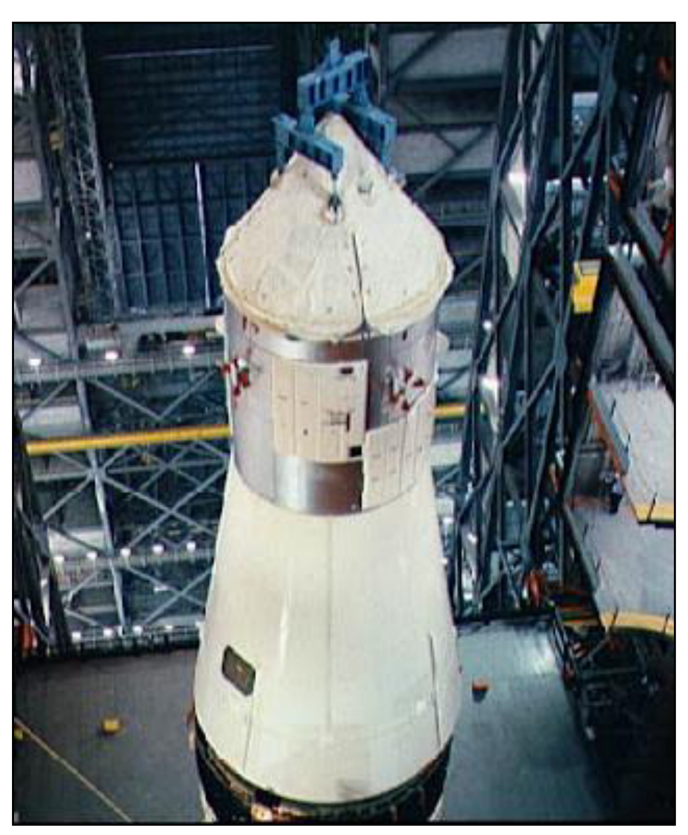


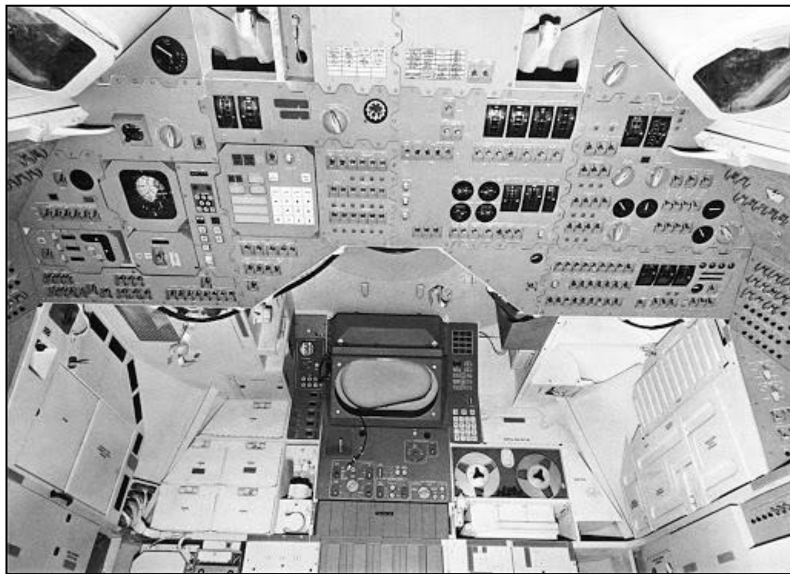


Se sabía que el desarrollo de la etapa S-II tenía un año de retraso y la 1° etapa de vuelo no se había entregado en 1966, mientras tanto, el ensamble del cohete continuó y para ganar más experiencia en el procedimiento de apilado de la 3° etapa se utilizó un enorme espaciador en forma de carrete en su lugar, la etapa S-II no llegó hasta el 21-01-1967, luego de su inspección, se encontraron grietas en el tanque de Hidrógeno líquido, lo que fueron reparados, se retiraron la 3° etapa y el espaciador, continuándose el montaje con la etapa S-II el 23-02-1967.

El Módulo de Comando y Servicio-017, carga útil del Apollo-4, era un diseño Block I destinado a pruebas de sistemas (no la nave espacial Block II diseñada para su uso con el Módulo Lunar en los alunizajes reales) se le hicieron varias modificaciones importantes del Block II para la certificación, ya que ninguna nave espacial del Block II volaría sin tripulación, estas modificaciones incluyeron una nueva cubierta exterior de escudo térmico, nuevo conector umbilical, antenas de VHF, una nueva antena de banda S unificada y una escotilla modificada del compartimiento de la tripulación.

Este aparato había llegado a Cabo Cañaveral el 24-12-1966, habiendo pasado por una inspección de control de calidad, pero luego del incendio que destruyó al Módulo de Comando-012, fue sometido a una inspección intensiva y se encontraron problemas en el cableado, el CSM-017 se retiró del cohete el 14-02-1967 para su reparación, lo que requirió otros cuatro meses hasta que estuvo listo para volver a acoplarse, el 26 de agosto, el vehículo de lanzamiento completo finalmente salió del Edificio de Montaje Vertical (VAB) más de 8 meses después de la fecha de lanzamiento programada originalmente





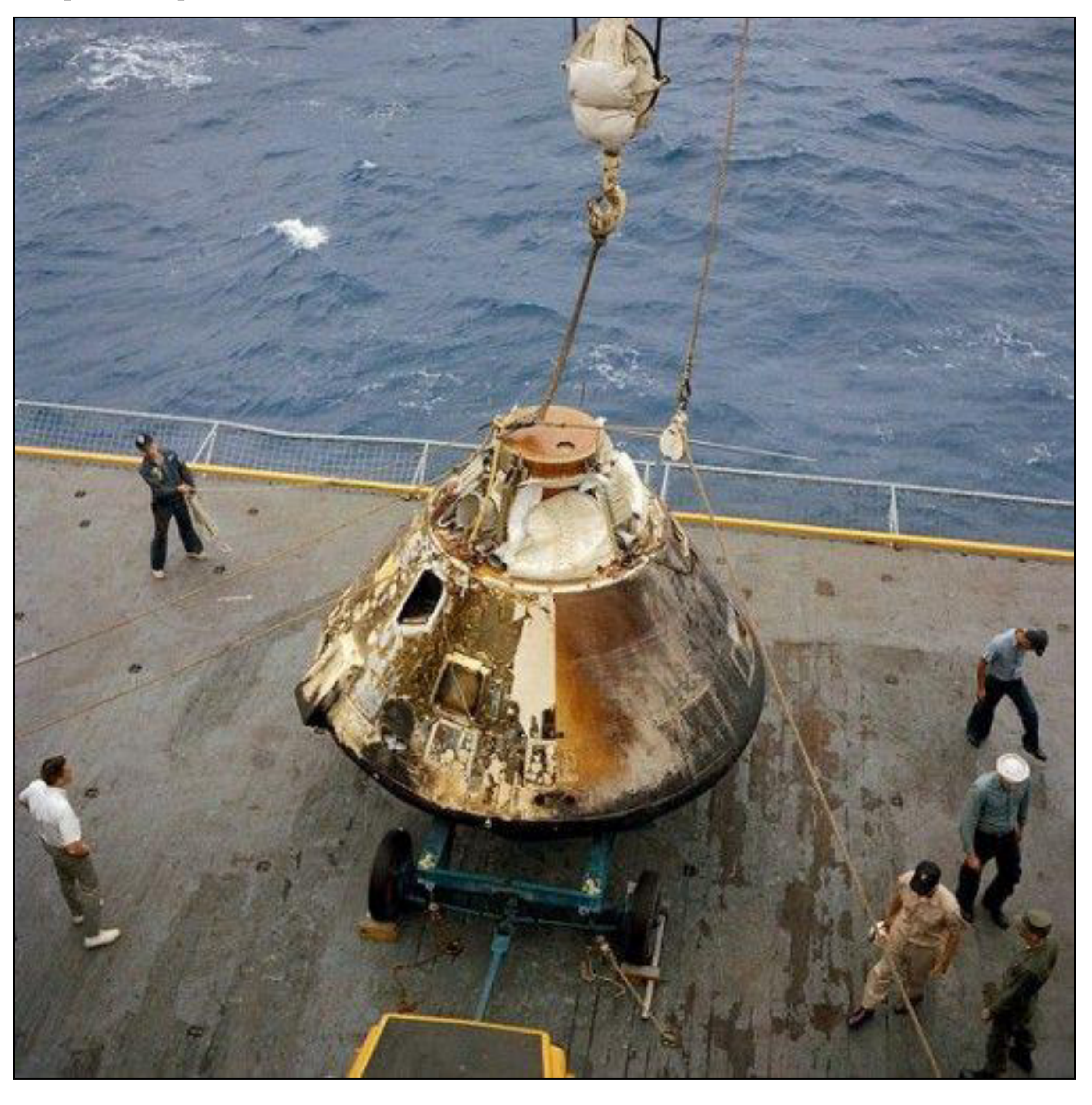

UNITED
STATES

Las pruebas previas al lanzamiento en la plataforma y prácticas de preparación del vehículo comenzaron en septiembre de 1967 y se encontraron varios problemas con la carga de propulsor, como también fallas en el equipo, estos llevaron el lanzamiento a noviembre, proporcionando valiosas lecciones aprendidas sobre la nueva nave, finalmente el lanzamiento se llevó a cabo el 09-11-1967 desde las instalaciones construidas especialmente para el Saturn-V, el Complejo de Lanzamiento LC-39A



El lanzamiento colocó al S-IVB y al Módulo de Comando y Servicio en una órbita casi circular de 190 Km, una órbita de estacionamiento nominal que se utilizaría en las misiones lunares reales; después de dos órbitas, el primer reencendido en el espacio del S-IVB puso la nave espacial en una órbita elíptica con un apogeo de 17218 Km y un perigeo apuntado deliberadamente a 84,6 Km, asegurando tanto una reentrada atmosférica de alta velocidad del módulo de comando como la destrucción después de la reentrada del S-IVB.

Poco después, el Módulo de Comando y Servicio se separó del S-IVB y encendió su motor para ajustar el apogeo a 18092 Km y un perigeo de 740 Km, después de pasar el apogeo, el motor del Módulo de Servicio se encendió nuevamente durante 281 seg para cambiar la órbita a una trayectoria hiperbólica, aumentando la velocidad de reingreso a 40100 Km/h, a una altitud de 120 Km y un ángulo de trayectoria de vuelo de -6,93°, simulando un regreso desde la Luna, el Módulo de Comando acuatizó aproximadamente a 16 Km del lugar estimado (N-O de la Isla Midway) en el Océano Pacífico N, su descenso fue visible desde la cubierta del barco USS Bennington, que lo rescató, luego de su vuelo el Módulo de Comando-017 fue transferido al Museo Smithsoniano para su exposición en 1969.



Apollo-5

La primera prueba en el espacio del Módulo Lunar sin tripulación sería lanzada desde la plataforma Pad 37 de Cabo Kennedy, los objetivos del vuelo serían los de verificar el funcionamiento de los sistemas de propulsión de ascenso y descenso, la estructura del Módulo Lunar y evaluar el rendimiento del vehículo de lanzamiento; el Módulo Lunar se componía de dos etapas, la etapa de descenso, que impulsaba al Módulo Lunar desde la órbita lunar hasta la superficie de la Luna y servía como plataforma de lanzamiento para la etapa de ascenso que elevaba el Módulo Lunar desde la Luna de regreso al Módulo de Comando y Servicio.

Al igual que con el Apollo-4, el vuelo experimentó grandes retrasos, parte del retraso podría atribuirse a la falta de experiencia en la construcción de una nave espacial tripulada para aterrizar en la Luna, el primer lanzamiento sin tripulación se planeó originalmente a principios de 1967, pero siguieron ocurriendo retrasos, hubo problemas para fabricar las piezas hechas a medida del Módulo Lunar, el motor de descenso no funcionaba con suavidad y el motor de ascenso tenía dificultades de fabricación y soldadura; tardando varios meses los problemas se superaron, el 23-06-1967 el Módulo Lunar-1 (LM-1) llegó a bordo de un avión Super Guppy a Cabo Kennedy, luego de cuatro meses de pruebas y reparaciones, el Módulo Lunar se acopló al cohete el 19-11-1967.

El 17-12-1967, otro Módulo Lunar en que se realizaban pruebas falló en la planta de Grumman Aircraft Corp., una ventana en LM-5 (Módulo Lunar Eagle del Apolo-11) se rompió durante su prueba inicial de presurización de la cabina, las ventanas interiores como exteriores y la cubierta de vidrio acrílico de la ventana de la derecha se rompieron y el 28-12-1967, se tomó la decisión de reemplazar las ventanas de vidrio en LM-1 con placas de aluminio como precaución contra una falla en vuelo similar a la que ocurrió en LM-5 en las pruebas.

El vehículo de lanzamiento del Apollo-5 fue el Saturn IB, originalmente diseñado para el vuelo del Apollo-1, como no había sufrido daños en el incendio del Pad 34, fue reensamblado en el Pad 37B para el lanzamiento del Apollo-5 y fue lanzado el 22-01-1968, el cohete funcionó como estaba previsto, insertando la 2° etapa y el Módulo Lunar en una órbita de 163x222 Km, el cono de la nariz fue arrojado, y después de 43 min 52 seg, el Módulo Lunar se separó de su adaptador, en una órbita de 167x222 Km.



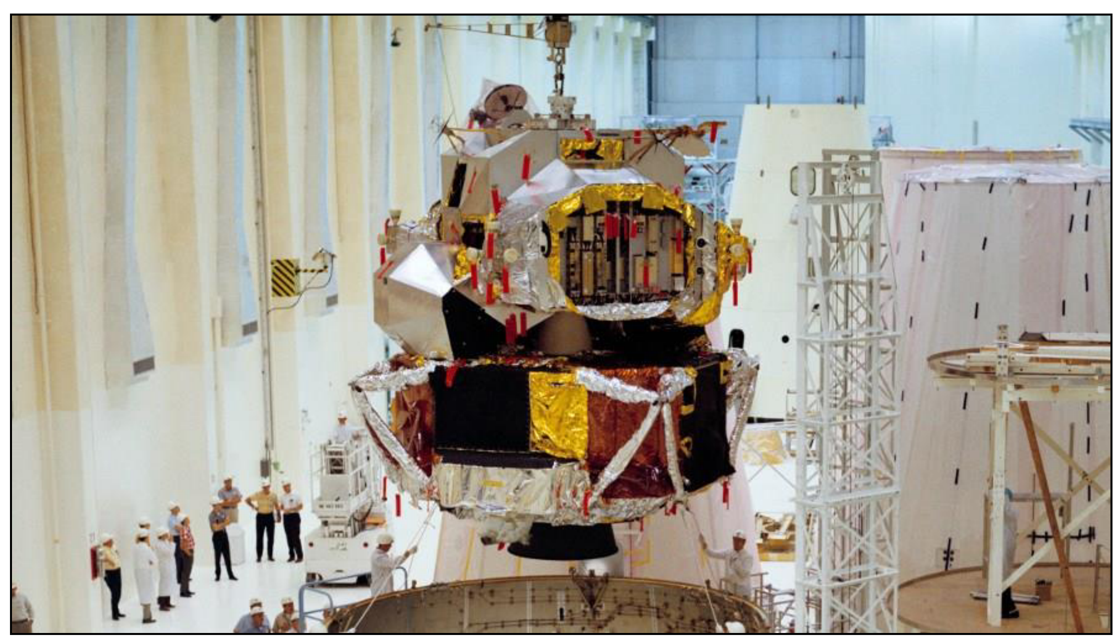


La primera operación del sistema de propulsión de descenso sería aproximadamente 4,5 hrs después del despegue, consistiendo en una combustión al 10% del empuje nominal y luego una acumulación al 92,5%; el tiempo total de combustión de 38 seg cambiaría la órbita del Módulo Lunar a 215/331 Km, la operación de propulsión de descenso era para simular la energía mínima que se utilizaría en la misión lunar para transferir al Módulo Lunar de una órbita circular alrededor de la Luna a una trayectoria hacia la superficie, pero la Computadora de Orientación Apollo la interrumpió después de 4 seg. (antes del lanzamiento, se sospechó una fuga de combustible y se tomó la decisión de retrasar el armado del motor hasta el momento del encendido, este cambio había aumentado el tiempo requerido para que los tanques de propulsor se presurizaran y alcanzaran el nivel requerido, la NASA no comunicó este cambio a los programadores de la computadora y llevó a que no midiera ningún empuje dentro del tiempo predefinido abortando la maniobra, los controladores en tierra pasaron a un plan alternativo para encender el motor de descenso manualmente dos veces más y otro inicio de motor de ascenso.

Un segundo encendido del sistema de propulsión de descenso tenía lugar unos 36 min más tarde para simular los niveles de empuje planificados para la parte de descenso motorizado de la misión de alunizaje, el sistema funcionaría durante un total de 12,5 min, incluidos 10 seg cada uno a los niveles de empuje del 10, 20, 30, 40 y 50 %, terminando con el nivel de empuje nominal del 92,5%, colocando al Módulo Lunar en una órbita de 308/318 Km de altura.

La operación del motor del sistema de propulsión de ascenso comenzó simultáneamente con la terminación de la segunda combustión de descenso, después de un encendido de 5.25 seg, la etapa de descenso estaba en una órbita de 308/318 Km, mientras que la etapa de ascenso estaba en órbita a 310/318 Km; el sistema de propulsión de ascenso se activaría una órbita más tarde, durante esta combustión, una prueba determinaba el funcionamiento del sistema de control de reacción utilizando propelentes de los tanques del sistema de propulsión de ascenso que estaban interconectados a los tanques del sistema de control de reacción, el segundo encendido del sistema de propulsión de ascenso sería de 450 seg para simular el ascenso desde la superficie de la Luna en una misión lunar y colocando la etapa de ascenso en una órbita a 315/815 Km.

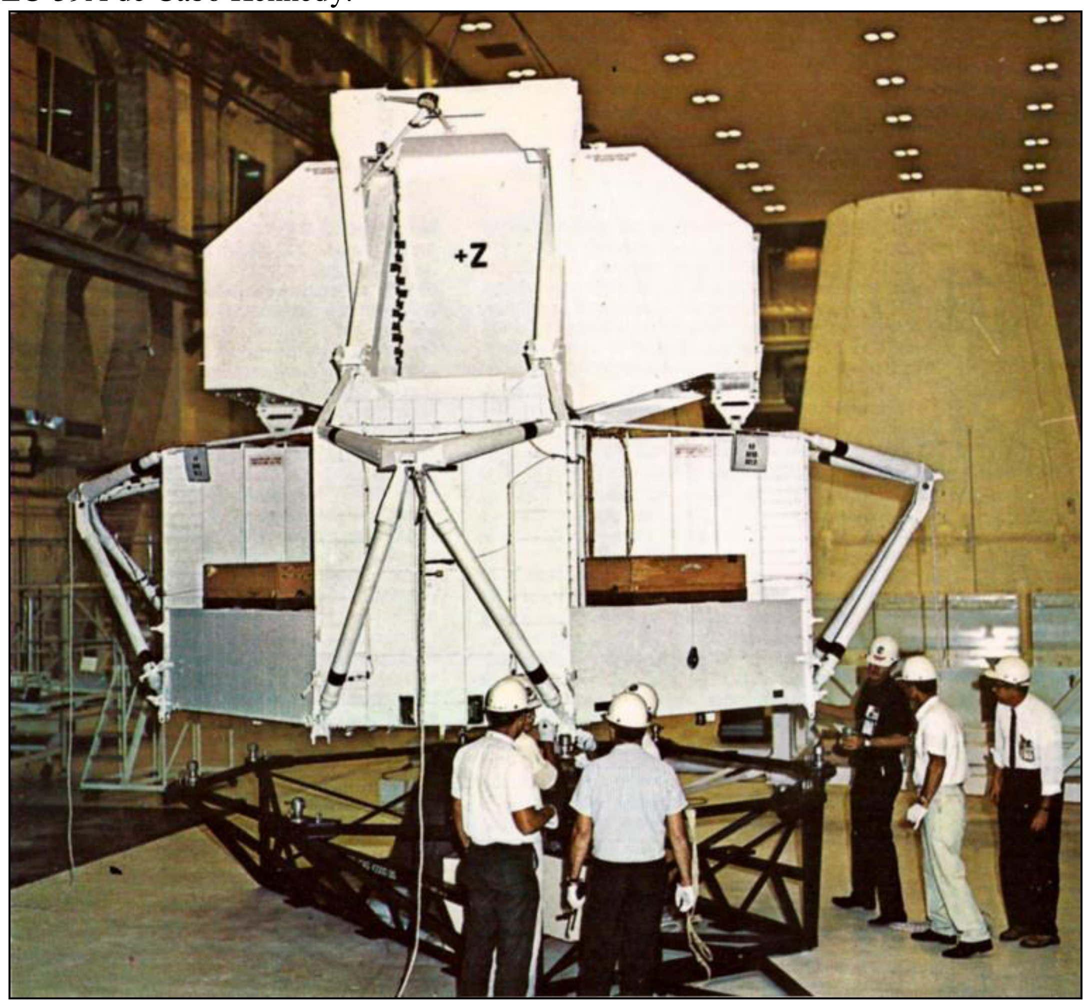
Después de 11:10 hrs se terminó la prueba y terminó el control de las dos etapas, que se dejaron en una órbita lo suficientemente baja como para que la resistencia atmosférica pronto hiciera que sus órbitas decayeran y entraran en la atmósfera; la etapa de ascenso entró el 24-01-1968 y se quemó; la etapa de descenso entró el 12-02-1968, cayendo en el Océano Pacífico al S-O de la Isla de Guam.



Apollo-6

La intención de esta prueba era la de enviar el Módulo de Comando (CM-020) y un Módulo Lunar simulado, montado con sensores de vibraciones estructurales, en una trayectoria translunar. Sin embargo, la Luna no estaría en posición para un vuelo translunar, y el motor del Módulo de Comando y Servicio sería encendido 5 min más tarde para reducir la velocidad de la nave, dejando caer su apogeo a 22204 Km y haciendo que vuelva a la Tierra, simulando un aborto de retorno directo, durante vuelta, el motor se encendería una vez más para acelerar la nave y simular una trayectoria de retorno nominal lunar con un ángulo de reingreso de -6.5°, toda la misión duraría aproximadamente 10 hrs; probando la capacidad del cohete Saturn-V, sus modos de vibración con cargas casi completas, y el estrés en el Módulo Lunar (una misión espacial Lunar con carga completa no fue simulada debido a que el Módulo Lunar de prueba LTA-2R pesaba 12000 Kg -un 80% de un Módulo Lunar nominal de 15000 Kg-, además, el Módulo de Mando y Servicio llevaba un peso de 25140 Kg, en lugar de los 28800 Kg que tenía el Módulo Lunar nominal.

La 1° etapa (S-IC) llegó a bordo de una barcaza el 13-03-1967 y fue erigida en el Edificio de Ensamble de Vehículos (VAB) cuatro días más tarde llegaron la 3° etapa S-IVB y la Unidad de Instrumentos del Saturn-V, la 2° etapa (S-II) llegó dos meses después y fue sustituida con un espaciador de misma altura y peso que la 2° etapa, junto con todas las conexiones eléctricas, finalmente la etapa S-II llegó el 24-05-1967, acoplándosela en el cohete el 7-07-1967, el Módulo de Comando y Servicio (un modelo Block I, similar al volado en tres pruebas anteriores no tripuladas) llegó 29-09-1967, acoplándoselo al cohete el 10-12-1967, Apollo-6 fue lanzado el 04-04-1968 desde la plataforma LC-39A de Cabo Kennedy.




UNITED STATES
UNITED STATES

Este vuelo experimentó problemas; a los 2 minutos del lanzamiento el cohete tuvo oscilaciones tipo POGO (oscilación violenta del motor cohete debido a la combustión inestable del combustible) durante unos 30 seg., parte debido a las vibraciones en el adaptador de la nave espacial que une el Módulo de Comando y Servicio al cohete y a la maqueta del Módulo Lunar que empieza a tener algunos problemas estructurales (se registran varias piezas caerse a los 133 seg. del lanzamiento).

Después de que la 1° etapa se desechó, la 2° etapa comenzó a experimentar sus propios problemas, el motor N° 2 tenía problemas de rendimiento a 225 seg del lanzamiento, lo que empeoró bruscamente y luego (a los 412 seg.) la Unidad de Instrumentos logró apagarlos en conjunto, 2 seg más tarde, el motor N° 3 se apagó también, la Unidad de Instrumentos fue capaz de compensarlo y los tres motores restantes siguieron encendidos durante 58 seg más de lo normal, la 3° etapa (S-IVB) también tuvo que funcionar 29 seg más de lo habitual y experimentó una ligera pérdida de rendimiento.

Debido al lanzamiento menos que nominal, el Módulo de Comando y Servicio y la etapa S-IVB fueron insertados en una órbita de estacionamiento de 173 x 360 Km, en lugar de 185 Km de órbita circular, después de las dos órbitas de estacionamiento estándar para comprobar la preparación del vehículo para una Inyección Translunar (TLI), la etapa S-IVB no pudo reiniciarse, se decide utilizar el motor del Módulo de Comando y Servicio para llevar a la nave a una órbita alta, como se había hecho en Apollo-4, con el fin de completar algunos de los objetivos de la misión, encendiéndose durante 442 seg, no habiendo suficiente combustible para acelerar la reentrada atmosférica, la 1° etapa (S-IC) impacta en el Océano Atlántico al E de la Península de Florida, la 2° etapa (S-II) impacta al S de las Islas Azores, 10 hrs después del lanzamiento, Apollo-6 acuatiza a 80 Km del punto previsto en el Océano Pacífico al N de las islas Hawaii, y es izado a bordo del barco USS Okinawa, aunque la prueba del Apollo-6 no alcanza velocidades translunares completas, se considera lo suficientemente exitosa como para volar astronautas en el próximo lanzamiento de un cohete Saturn-V.



Apollo-7

El 09-05-1967 se anunciaba oficialmente los nombres de los tres astronautas que ocuparían el puesto de los astronautas fallecidos en la prueba del Apollo-1, estos eran Walter Schirra (1923-2007), perteneciente al 1° grupo de astronautas seleccionados, había participado en las misiones Mercury y Gemini, por su experiencia, sería comandante de la nave; como pilotos irían Donn Eisele (1930-1987) y Walter Cunningham, pertenecientes a la 3° promoción de astronautas, siendo su primer experiencia en el espacio; con el propósito de probar todos los sistemas de la nave en condiciones de altitud los ingenieros realizaron varias semanas de verificación con el Módulo de Comando y Servicio CSM-101, previo a las pruebas en la cámara de altitud a finales de julio, la tripulación principal del Apolo-7, realizó una prueba de altitud de 9 hrs, seguida por la tripulación de respaldo (Stafford, Young y Cernan) el 29-07, durante la prueba de la tripulación principal, simularon una emergencia despresurizando la cápsula.



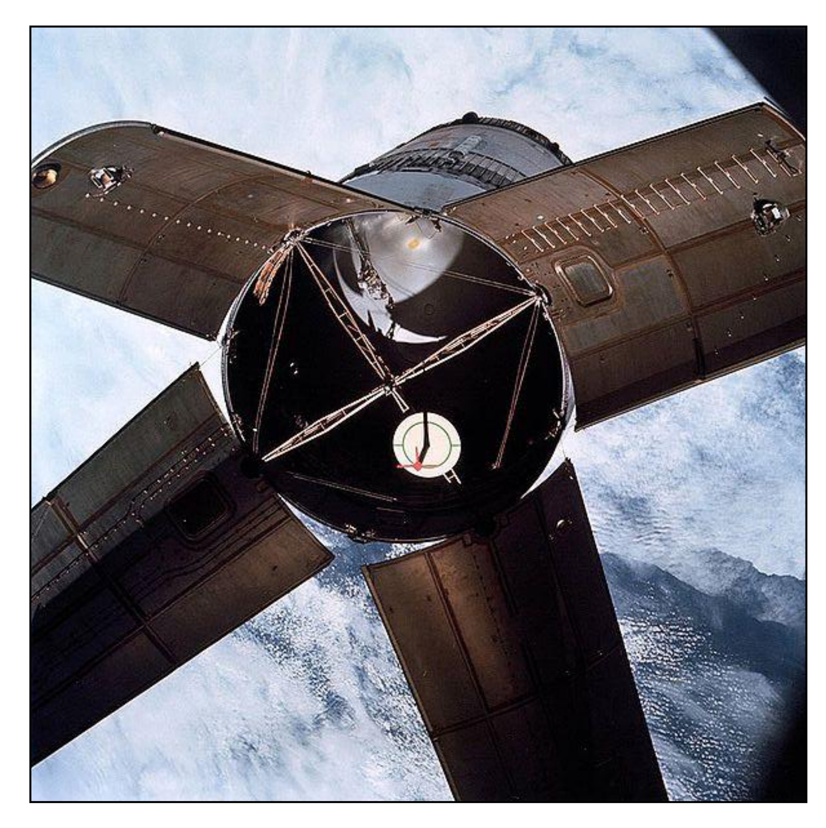




La nave Apollo-7 fue lanzada desde el Complejo de Lanzamiento LC-34 de Cabo Cañaveral el 11-10-1968, los tres astronautas apenas sintieron las molestias de la aceleración producida en el despegue; a los 2:25 min la 1° etapa del cohete, una vez agotado su combustible se desprendía y luego entraba en funcionamiento la 2° etapa S-IVB, propulsada por Hidrógeno y Oxígeno líquidos, a los 10 min del despegue su velocidad era de 28875 Km/h, lográndose la puesta en órbita de la nave (todavía unida a la 2° etapa de su cohete portador) ambas circulaban en una órbita terrestre cuya altitud se hallaba entre los 234/290 Km respectivamente.

Durante el tiempo correspondiente a dos órbitas completas (2:55 hrs) la fase S-IVB continuaría unida a la nave, transcurrido ese tiempo se procedería a la separación de ambos elementos, colocándose el Apollo-7 a unos 15 m por delante del cohete, a continuación debía efectuar un giro completo sobre sí mismo para situarse de frente realizando la maniobra de acople, esta maniobra sería indispensable en los futuros vuelos hacia la Luna, en los cuales la nave Apollo antes de abandonar la órbita terrestre tenía que proceder a la extracción del Módulo Lunar encerrado en la parte superior de la última etapa del cohete.

Los objetivos asignados al Apollo-7 consistían en comprobar en su totalidad el funcionamiento de los distintos dispositivos de la nave así como realizar las diversas maniobras programadas para el vuelo lunar que pudieran ejecutarse en órbita terrestre, los momentos más importantes de la prueba consistían en las maniobras de cambio de órbita y posterior acople espacial con la fase S-IVB, la cual continuaba su vuelo alrededor de la Tierra; para esta operación (que sería de vital importancia en el caso de tener que rescatar a los ocupantes de un Módulo de Servicio) controlando cuidadosamente los movimientos de la nave, se aproximaba a muy pocos cm del cilindro de metal que navegaba a la deriva, esta maniobra se repetiría hasta 8 veces durante el vuelo, el motor del Módulo de Servicio respondió a la perfección cada vez que se hizo precisa su puesta en marcha.

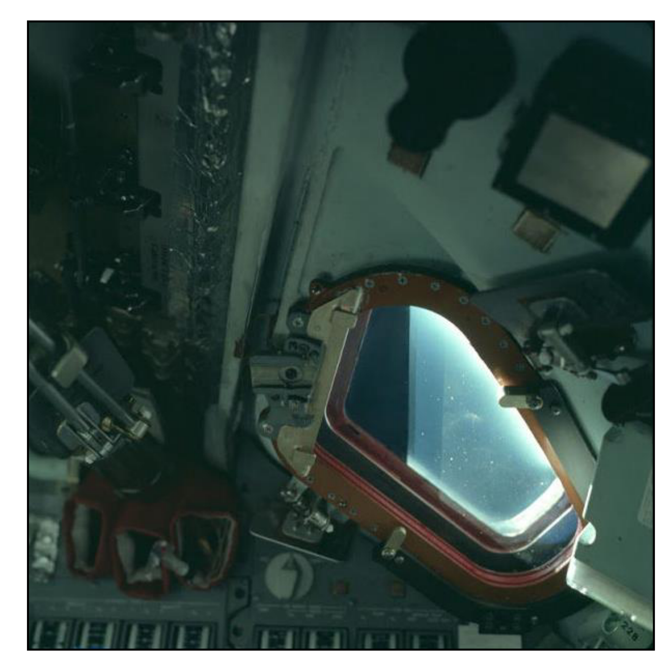




En el interior de la cápsula los astronautas disponían de 6 m^3 de espacio, donde podían prescindir de sus trajes espaciales para realizar sus trabajos con mayor comodidad, a pesar de lo limitado del espacio podían ponerse de pie y dar algunos pasos por el interior, también contaban con agua corriente y un sistema regulado de temperatura. Para dormir utilizaban sacos de dormir cerrados con cremallera a fin de impedir que la falta de gravedad les hiciese flotar por el interior, los turnos para dormir quedaban establecidos de forma que uno de los tres permanecía siempre ante los controles de la nave.

El programa de vuelo había sido fijado para 11 días de duración y prácticamente todas las experiencias asignadas se ejecutaron con exactitud, solo algunos pequeños incidentes causaron cierta preocupación; la contaminación del agua potable de la nave y una avería en los circuitos eléctricos de emergencia que pudo solucionarse a tiempo, las cámaras instaladas a bordo transmitieron a las principales cadenas de TV, películas de la vida cotidiana de los astronautas.



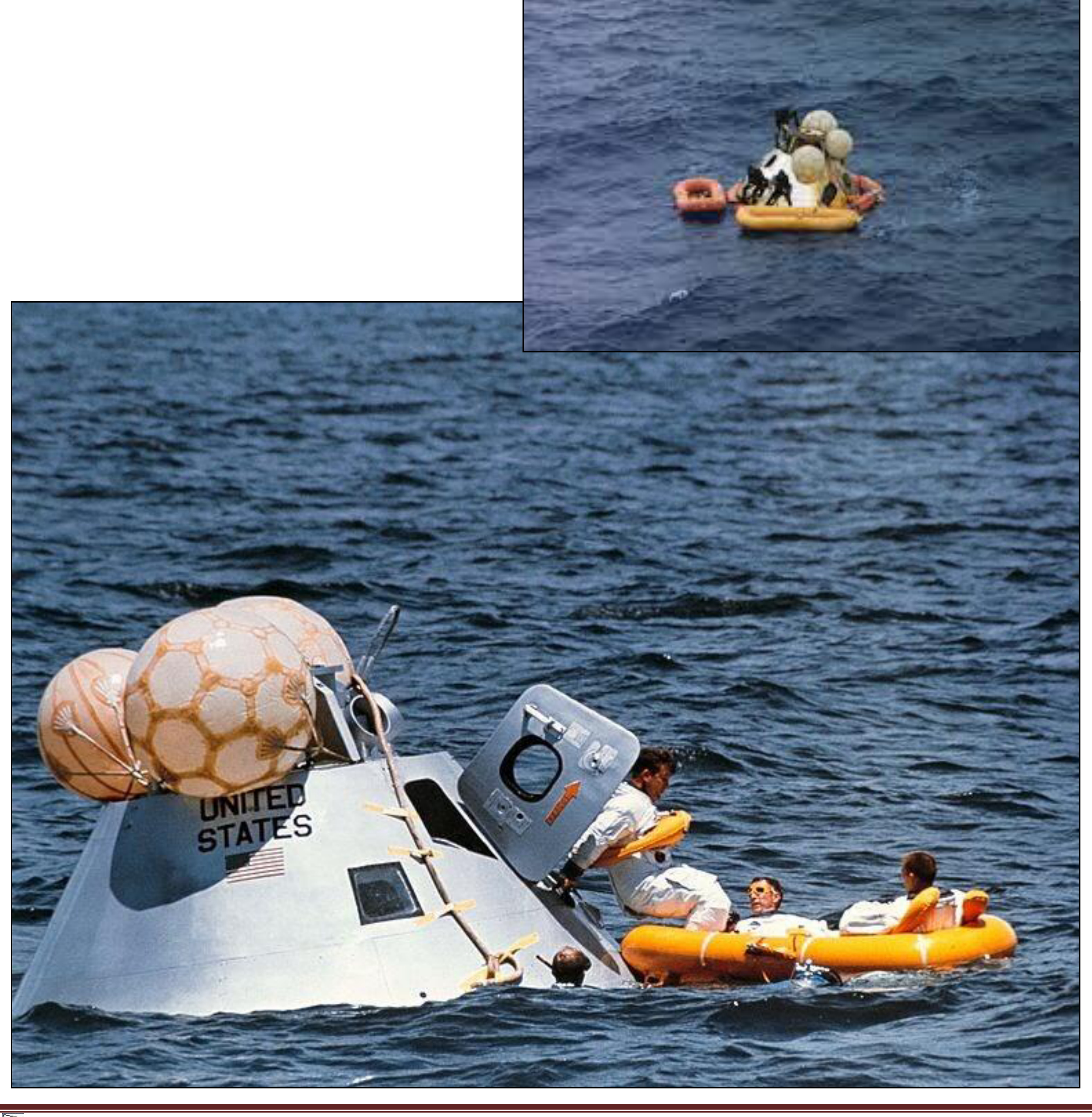








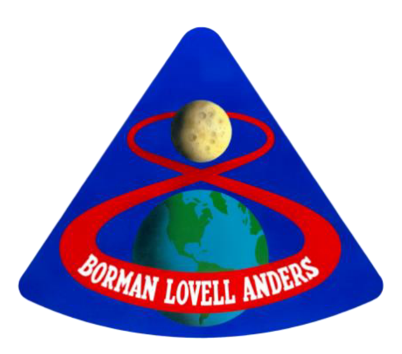
El 22-10, tras haber cumplido 259:30 hrs de vuelo, y haber orbitado 163 veces la Tierra, un nuevo encendido del motor de propulsor del Módulo de Servicio sacaba al Apollo-7 de órbita para hacerlo descender a la Tierra, el acuatizaje tuvo lugar en aguas del Océano Atlántico a 520 Km al S-E de las Islas Bermudas y a 27 Km de distancia del punto donde aguardaban los equipos de recuperación en la cubierta del portaaviones Essex, la cápsula quedó en el agua en forma invertida perdiéndose el contacto por radio al quedar la antena sumergida; de inmediato las bolsas inflables de flotación la colocaban en posición normal y unos minutos después un helicóptero de rescate llevaba a los tres astronautas a la cubierta del portaaviones.

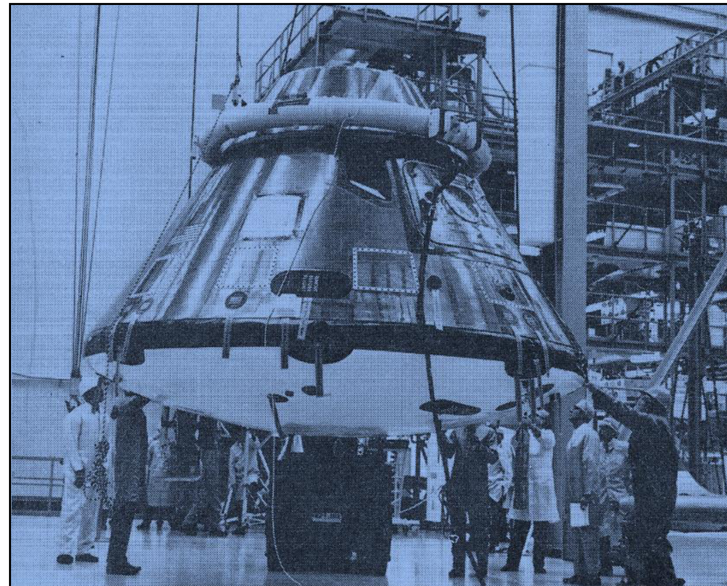


Apollo-8

Una de las etapas mas importantes que había de cumplirse antes de viajar a las proximidades de la Luna, era la prueba definitiva (en órbita terrestre) del Módulo Lunar, que se encontraba en etapa de desarrollo y todavía no se podía fijar la fecha para la puesta en fase operativa, de los cinco módulos entregados hasta el momento, solo dos se habían probado por los pilotos de pruebas Neil Armstrong y Joel Algranti, con resultados poco favorables.

De los tres astronautas asignados, dos serían veteranos de los vuelos espaciales, Frank Borman y James Lovell habían sido los tripulantes de Gemini-7 en 1965, el tercer miembro de esta misión sería William Anders, capitán de la USAF, no había volado en ninguna misión tripulada, los astronautas de reserva serían Neil Amstrong, Edwin Aldrin y Fred Haise.







Lovell, Anders y Borman

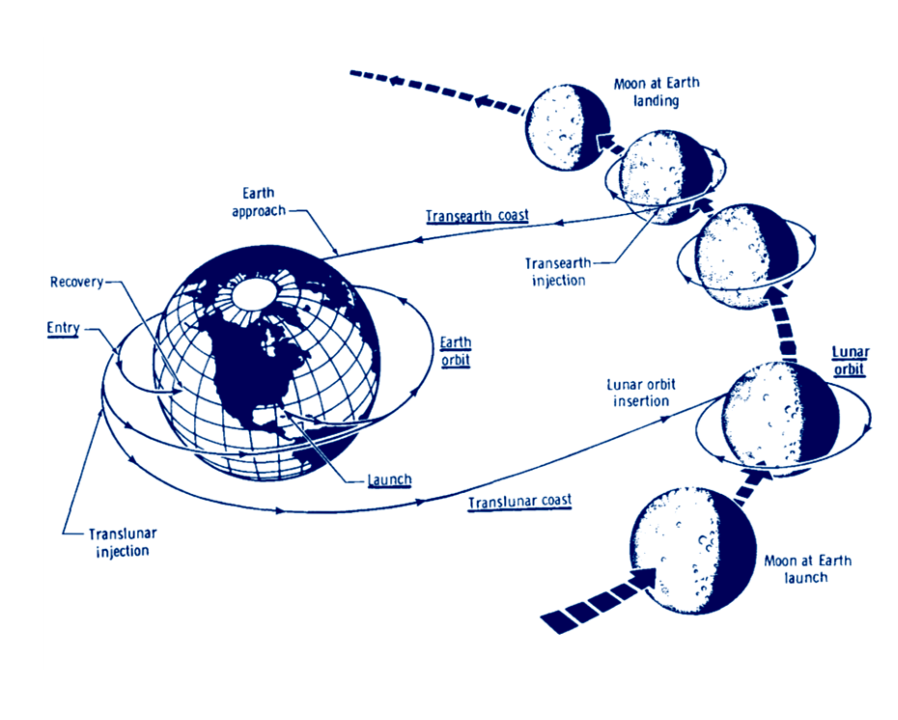
Las pruebas decisivas del Módulo Lunar, estaban previstas para efectuarse en órbita terrestre siendo transportado al espacio en la Misión Apollo-8 y constituyendo así su objetivo principal; por no estar a punto el vehículo y al no poder efectuarse esta experiencia, el vuelo quedaba limitado a ser similar a la Misión Apollo-7, lo que sería un vuelo innecesario, debido al eficiente resultado obtenido por el vuelo anterior, se decidió transformar al Apollo-8 en el primer vuelo tripulado de trayectoria circunlunar; aprovechando la potencia de su cohete impulsor Saturn V la nave podía ser colocada en una órbita selenocéntrica, y así conseguir las primeras observaciones precisas de la superficie lunar y localizar con mayor precisión el lugar destinado al primer alunizaje, al mismo tiempo que se experimentaban por primera vez las maniobras de inyección en órbita lunar y todas las operaciones relacionadas con el posterior regreso a la Tierra, el cambio en la orientación de la misión, le hacía pasar de ser un vuelo mas alrededor de la Tierra a convertirse en el primer viaje espacial propiamente dicho, ya que debía abandonar la influencia gravitatoria terrestre para dejarse atrapar por el campo gravitatorio de la Luna.

La ventana de lanzamiento se iniciaba el 21-12 y el lanzamiento no se podía demorar muchos días si se lo quería efectuar con eficacia, por otra parte existía el temor de que los soviéticos se adelantaran en el envío de una nave tripulada a una órbita de circunvalación lunar, al estar ubicados en Asia Central, tenían la ventana de lanzamiento disponible para el 8-12 y colocada en su plataforma de lanzamiento una nave Zond para un vuelo tripulado, cuyo ocupante debería haber sido el cosmonauta Pavel Belyayev; Sin embargo el lanzamiento no llegaría a tener lugar y un portavoz del programa espacial soviético anunció que se necesitaban realizar una serie de pruebas antes de enviar un cosmonauta a la Luna, finalmente el lanzamiento del Apollo-8 se efectuó el 21-12-1968

El vuelo del Apollo-8, estaba previsto para 6 días de duración, la mayor parte del tiempo se invertiría en recorrer una trayectoria en forma de 8 gigantesco que llevaría a trazar una especie de lazo entre la Tierra y la Luna, diversas operaciones que los astronautas tendrían que ejecutar para mantenerse en el rumbo correcto y evitar perderse en las profundidades del Sistema Solar presentaban una serie de momentos críticos, en los cuales el menor fallo en alguno de los numerosos dispositivos electrónicos de la nave podía transformar la misión en una tragedia.

El lanzamiento se llevó a cabo el 21-12-1968 desde la plataforma 39A de Cabo Kennedy; a los 2 min, el vehículo había alcanzado una velocidad de 9000 Km/h y se encontraba a 65 Km de altura, donde se produciría la separación de la 1° etapa, con sus motores ya consumidos, en ese mismo momento entraba en funcionamiento la 2° etapa del cohete Saturn V, cuyos cinco motores empujarían al conjunto restante hasta una altura de 170 Km durante los 6 minutos que duraba su combustión, agotada la 2° etapa, se desprendía a su vez, para verse sustituida por la 3° etapa, un S-IVB, en su trabajo de incrementar constantemente la altura y la velocidad de la nave, alcanzada la velocidad de satelización a los 2 min de encenderse la 3° etapa del cohete, el conjunto quedaba situado en una órbita casi circular cuya altitud oscilaba entre los 182/190 Km, los motores del S-IVB se habían detenido, pero sin llegar al agotamiento de su combustible, todavía disponía de 80 tn de combustible, con los que se serviría para lanzar la nave hacia la Luna.






USA

Para los responsables del vuelo, los momentos cruciales de la prueba se centraban en tres puntos clave, el despegue del cohete Saturn-V, que a pesar de haber funcionado en todas las pruebas a que había sido sometido, siempre presentaba el riesgo de explosión por las fuerzas que se ponían en acción durante la ignición de sus motores; luego, otro momento decisivo para el vuelo sería aquel en que la nave, tras colocarse en una órbita de estacionamiento, sería enviada en la trayectoria que la llevaría hacia la Luna, a partir de ese momento ya no sería posible hacerla regresar hasta que cumpliese recorrido fijado, y el momento del amerizaje y rescate de la cápsula en el Océano Pacífico, también había otros momentos de gran trascendencia, como al maniobrar con el motor del Módulo de Servicio para poder situarse en la órbita lunar, y salir de ella para regresar a la Tierra.

Aunque la NASA había señalado que no correrían riesgos, el hombre todavía no había sido sometido a muchas de las pruebas que deberían afrontar en esta misión, la primera sería el problema de las radiaciones, principalmente las relacionadas con los Cinturones de Van Allen, situados entre los 3500 y los 18000 Km de altitud sobre la Tierra, solamente se sabía que emitían una fuerte intensidad radiactiva y poseían una gran densidad de partículas cósmicas, la tripulación del Apollo-8, aunque contaran con la protección de las paredes de la nave especialmente diseñada para este propósito, debían cruzar esa zona tanto a la ida como a la vuelta de su vuelo lunar, otra prueba a la que se verían sometidos por primera vez los astronautas, sería la de la desaceleración que la cápsula experimentaría al penetrar en la atmósfera terrestre en su viaje de regreso y el rozamiento producido por la atmósfera al chocar con ella a 40000 Km/h pondría a prueba la resistencia del revestimiento antitérmico con que estaba protegida, que externamente debía alcanzar temperaturas superiores a los 3000 °C y en su interior no debía superar los 24 °C; por otra parte la cápsula, al penetrar en las capas superiores de la atmósfera debía hacerlo en un ángulo muy preciso, si éste resultaba demasiado agudo, la cápsula se desintegraría por el choque, y si fuera demasiado abierto, produciría un efecto de rebote que la haría perderse en el espacio sin posibilidades de recuperación

En el interior de la cápsula los astronautas pusieron a punto sus instrumentos, revisando todos los controles y preparándose, habiendo transcurrido 2:50 hrs del despegue, se producía la segunda ignición de los motores de la 3° etapa que iban a consumir sus 80 tn de propergoles en proporcionar a la nave el impulso necesario y convirtiendo a la nave en el primer vehículo tripulado que salía de órbita terrestre, a los 5 min la velocidad alcanzada era de 38900 Km/h y la 3° etapa del Saturn V se desprendía del Apollo-8 que ya disponía del suficiente impulso como para escaparse de la atracción gravitacional terrestre y continuar su rumbo, a partir de ese momento, los contactos con la nave se efectuarían mediante las antenas del Deep Space Network, que no perderían el contacto con el Apollo-8, salvo en los momentos en que la nave se encontrase navegando sobre la cara oculta de la Luna, donde todas las decisiones tenían que ser tomadas por los astronautas sin ninguna intervención exterior.

Durante los dos días siguientes, los astronautas enviaron imágenes televisadas de sus actividades rutinarias mostrando su rápida adaptación al estado de ingravidez y su buen estado de ánimo, en el curso del vuelo procedieron a efectuar cuatro correcciones de trayectoria basándose en la posición de las estrellas y en los cálculos de la computadora de a bordo, el único inconveniente molesto que tuvieron fue el brote gripal que afectó a Borman, causándole vómitos y diarreas a pesar de haber sido vacunado antes de la partida, sus dos compañeros también se verían atacados por el mal, si bien en menor medida, otro problema imprevisto sería la formación de vapor en las ventanillas, lo que dificultó la visión desde su interior.

El 23-12-1968, los astronautas se encontraban en el punto neutro entre la Tierra y la Luna, situado a unos 56000 Km de ésta, donde las fuerzas de atracción de ambos cuerpos celestes se equilibran entre sí. La velocidad inicial del Apollo-8 había ido decreciendo progresivamente desde el desprendimiento de la 3° etapa del Saturn-V que le comunicara su impulso final y ahora tenía un valor de 3557 Km/h al alcanzar el punto mencionado, a partir de allí se iniciaba la atracción hacia la Luna, que superaba a la terrestre, y la nave comenzaba a acelerarse progresivamente hasta lograr una velocidad de 9384 Km/h en las proximidades del satélite, al ser esta velocidad demasiado grande para la misión orbital prevista, el comandante de la misión tenía que proceder al encendido del motor de su Módulo de Servicio durante un tiempo de 4 min, haciéndolo actuar de freno y reduciendo la velocidad hasta los 5820 Km/h, de esta forma se colocaría en una órbita elíptica de entre 128/314 Km alrededor del satélite, que mas tarde sería corregida para transformarse en órbita circular.

La trayectoria seguida por la nave, de acuerdo con los cálculos iniciales previstos, garantizaba que en el supuesto caso de que el motor del cohete sufriera una avería y no respondiese en el momento decisivo, la nave circunvalaría la Luna para regresar a la Terra, el momento crítico de la maniobra tendría lugar mientras la nave sobrevolara el lado oculto lunar, estando interrumpidas todas las comunicaciones con la Tierra, solamente Borman podía tomar la última decisión y en el Centro de Control de Houston no podrían saber si la nave se había situado correctamente en la órbita lunar hasta minutos después del cambio de trayectoria cuando entrara nuevamente en el campo de visión de la Tierra.



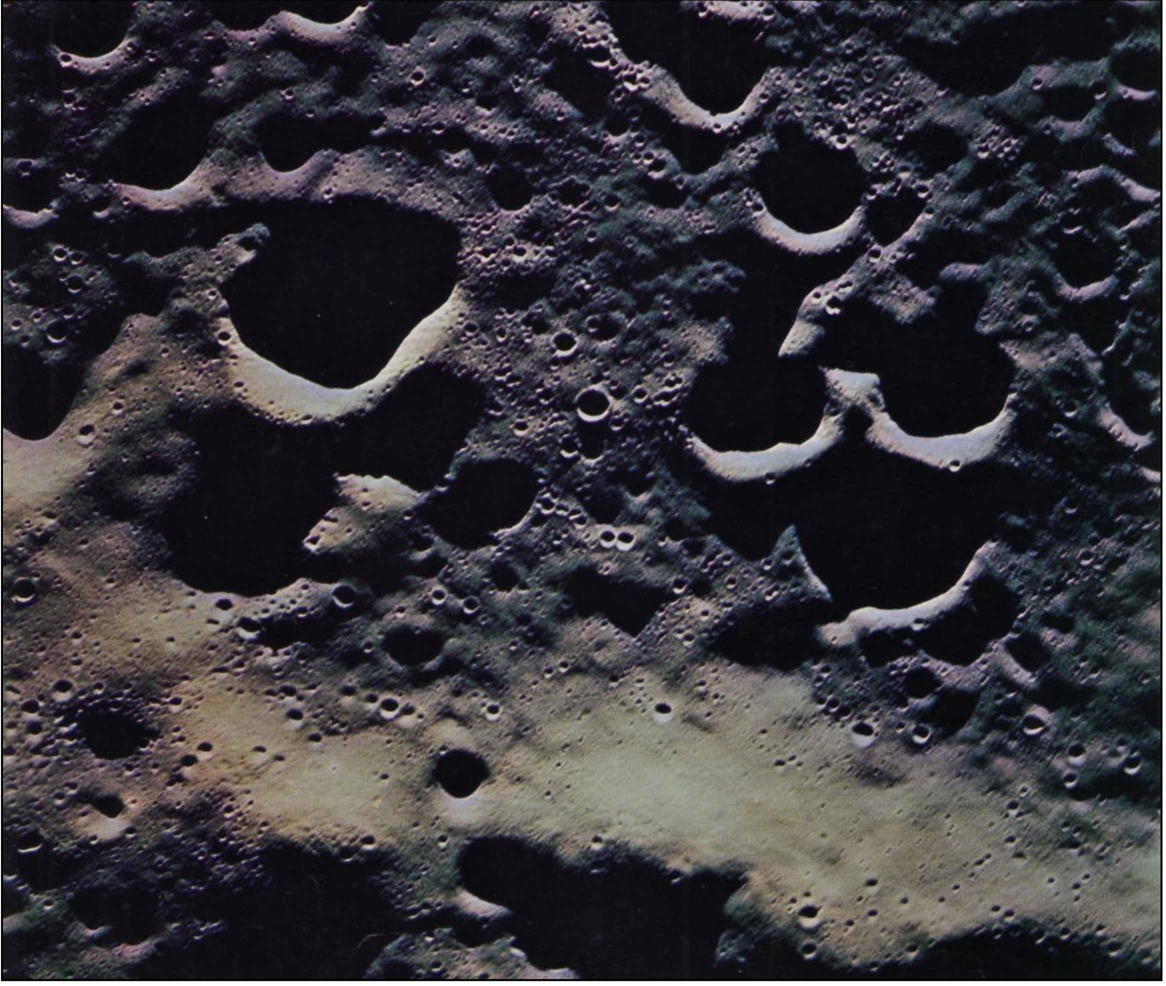
El 24-12-1968, la nave se encontraba en el punto crítico, los astronautas eran los primeros seres humanos que podían contemplar directamente y desde corta distancia, aquella parte del satélite que siempre había permanecido vedada para los observadores terrestres; ante sus ojos apareció una superficie grisácea, con un aspecto árido y desértico, llena en toda su extensión por cráteres y masas rocosas, en el Centro de Control Houston se vivieron momentos tensos mientras transcurrían los minutos en que el Apollo se hallaba fuera del contacto con la red de comunicaciones.

Por primera vez una nave espacial no podía ser controlada durante todo el recorrido y la incertidumbre del resultado de la maniobra de inyección en órbita lunar llegó a adquirir caracteres dramáticos, finalmente se despejo la incógnita y en el momento previsto para efectuarse el nuevo contacto, la respuesta de Lowell a la llamada del Centro de Control Houston no se hizo esperar.

Se transmitió un programa de TV desde la cápsula mostrando la Tierra y el paisaje lunar; sobre el horizonte se vio elevarse la esfera terrestre iluminada por la luz solar, una imagen impresionante, despertando a los astronautas un profundo sentimiento de religiosidad recitando los primeros versículos del Génesis; en 20 hrs el Apollo-8 había hecho 10 órbitas alrededor de la Luna, los astronautas tomaron fotografías de su superficie y observaron el estado de las cinco zonas elegidas para el primer descenso lunar.

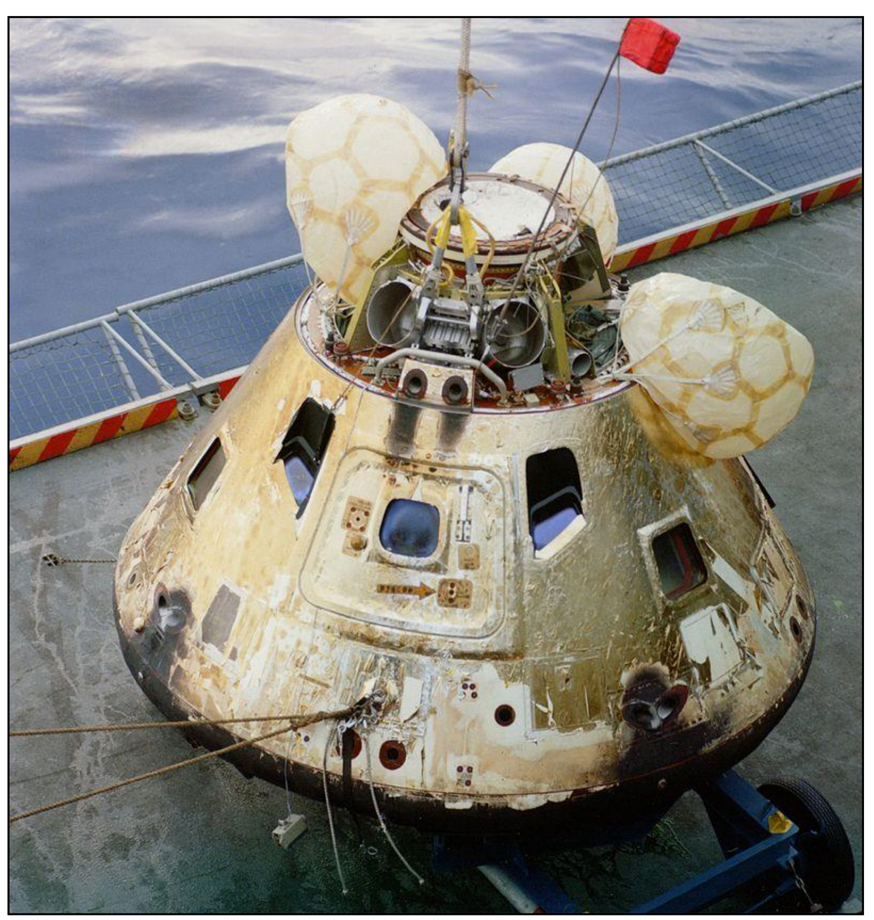






El final de la misión lunar tuvo lugar el 25-12-1968, los tripulantes pusieron en marcha de nuevo el motor de su Módulo de Servicio, consiguiendo el empuje necesario para abandonar la órbita lunar y emprender la trayectoria de regreso a la Tierra, tras superar de nuevo el punto neutro entre la Tierra y la Luna, la atracción terrestre empezó a ejercer su enorme influencia sobre la nave, la velocidad se incrementó constantemente y cuando el Apollo-8 llegaba a la proximidad del planeta, el 27-12 se presentaba el último momento crítico, la vida de los astronautas dependería del perfecto cálculo del ángulo de entrada al entrar en contacto con la atmósfera terrestre, sólo les quedaba abandonar el Módulo de Servicio, ya inútil por completo, y hacer girar la cápsula mediante sus pequeños cohetes laterales, a fin de presentar el escudo protector de su parte trasera a la capa atmosférica existente a los 130 Km de altitud, el escudo antitérmico respondió perfectamente a las previsiones de su diseñador, aunque la temperatura exterior superó los 2800 °C, fundiéndose sus diversas capas, el interior de la cápsula no llegó a más de 25 °C, al llegar a los 8000 m sobre la superficie, la cápsula frenaba su caída por tres paracaídas de retención, seguidos más tarde por otros tres de mayores dimensiones, gracias a los cuales podía amarizar suavemente sobre las aguas del Océano Pacífico al S-E de las Islas Hawaii, a muy poca distancia del portaviones Yorktown, cuyos helicópteros se ocuparían de las operaciones finales de rescate, el tiempo total invertido en el vuelo había sido de 147 hrs desde el momento del lanzamiento.

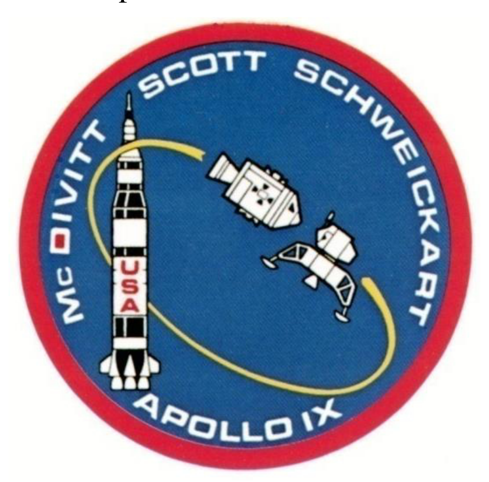
Con el vuelo del Apollo-8, Estados Unidos lograba la confianza en su programa espacial, los mayores obstáculos habían sido superados con toda facilidad y se veía claramente factible el descenso de dos astronautas sobre la superficie lunar antes de que terminase la década de 1960, siempre que el Módulo Lunar, estuviese puesto en fase operativa para la fecha adecuada, la experiencia realizada había permitido comprobar la eficacia del equipo utilizado, así como el funcionamiento de los sistemas de control de la nave, también se había demostrado la seguridad y potencia de impulsor del cohete Saturn-V, elemento indispensable de todos los lanzamientos de las misiones Apollo.



Apollo-9

El principal objetivo de este vuelo consistiría en una prueba exhaustiva del Módulo Lunar, que en su parte superior llevaba un túnel circular cuya abertura debería quedar firmemente acoplada con la parte frontal del Apollo, donde a su vez existía una abertura equivalente, a través de ese espacio los dos astronautas entrarían en el Módulo Lunar, mientras el tercer miembro de la tripulación se mantenía en la cabina de mando, aguardando el regreso de sus dos compañeros; durante el vuelo del Apollo-9, dos naves espaciales se encontrarían volando simultáneamente (la anterior ocasión fue durante la experiencia de los Gemini 6 y 7) lo que planteaba algunos problemas para las comunicaciones por radio, para poder identificar cada vehículo con seguridad, los comandantes de los mismos debían darles un nombre específico con el que serían reconocidos por el Centro de Control Houston, Apollo-9, sería denominada Gundrop y el nombre del Módulo Lunar sería Spider.

El comandante de la misión sería James Mc Divitt, que ya había volado al espacio en la nave Gemini 4, en el puesto de piloto iría David Scott (anteriormente había tripulado la Gemini 8) y como piloto del Módulo Lunar volaría Louis Schweickart, científico del MIT especializado en el estudio de las radiaciones en la alta atmósfera.





Scott, Mc Divitt, Schweickart

La misión sería lanzada el 03-03-1969, la duración del vuelo estaba fijada para 10 días, tiempo equivalente al que se invertiría en la primera misión de exploración lunar, incluido el descenso y permanencia en la superficie, el Apollo-9 comprobaría todos los sistemas de control del Módulo Lunar, así como de sus condiciones de resistencia y maniobrabilidad en el espacio.





La puesta en órbita terrestre se realizó sin la menor dificultad, situándose el conjunto formado por la nave Apollo, más la 3° etapa del Saturn-V a una altitud de 190 Km; a las 3 hrs del lanzamiento se procedía a efectuar una de las operaciones que no habían sido experimentadas todavía, el acople de la cápsula Apollo con el vehículo lunar; para ello era preciso extraerlo de su alojamiento, situado en la parte superior de la última etapa del cohete, donde estaba con las patas plegadas para poder adaptarse a la reducida amplitud del espacio disponible.

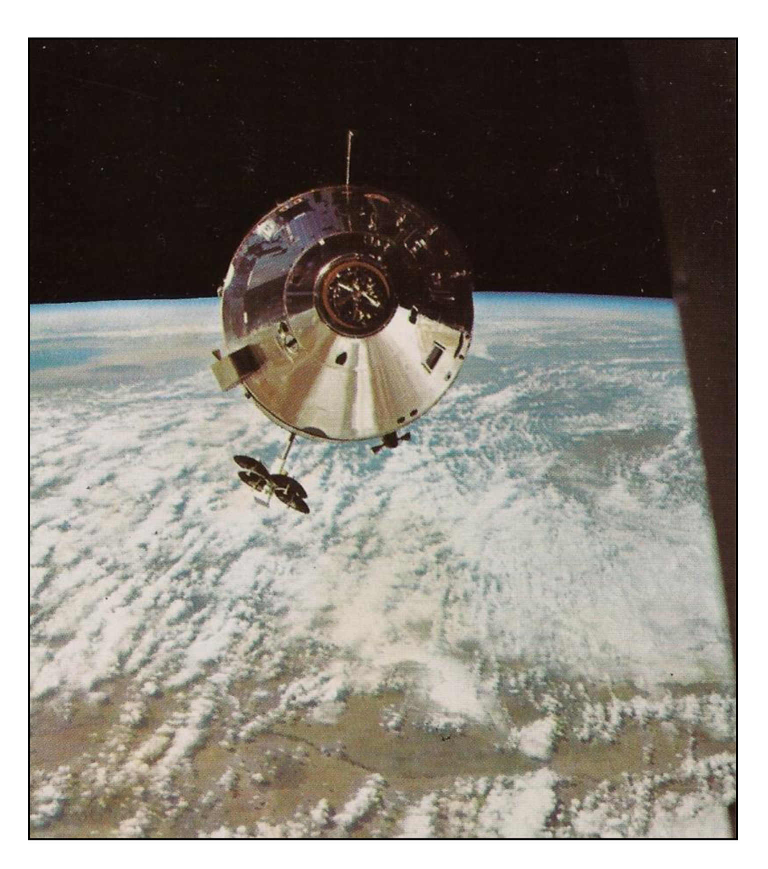
En primer lugar la nave Apollo debía separarse de la etapa del cohete y después girar sobre sí misma hasta situarse frente al alojamiento del Módulo Lunar, uniéndose firmemente con éste por su parte superior. Á continuación sólo tendría que tirar de él para sacarlo al exterior de forma que el Módulo Lunar quedaría formando parte de la nave Apollo y dispuesto para las pruebas a que íba a ser sometido.

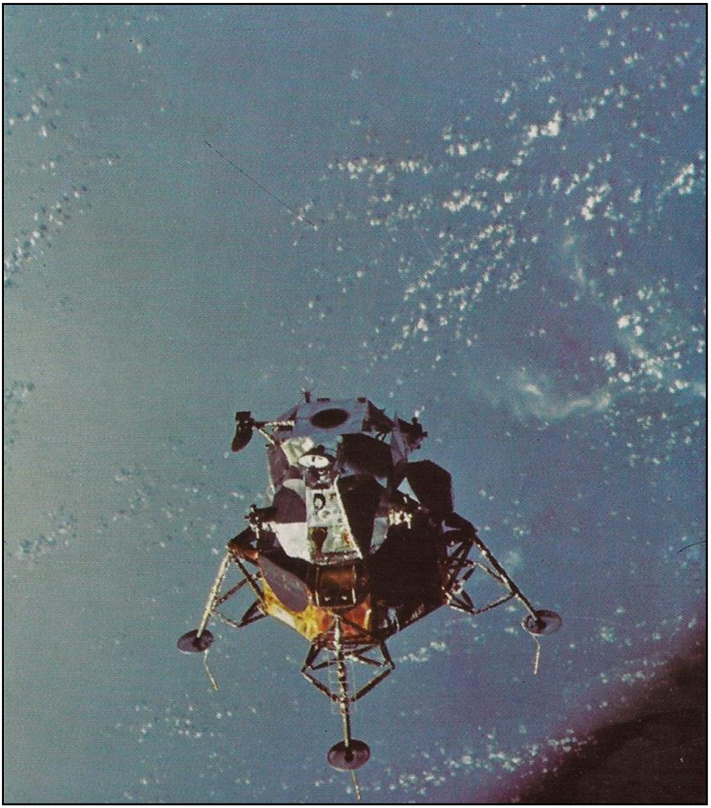
La maniobra se realizó a la perfección y para asegurarse de la firmeza de la unión, los tripulantes del Apollo procedieron a efectuar diversos movimientos con su nave que pusieron a prueba la resistencia del acople.

La operación de traslado de los astronautas, Mc Divitt y Schweickart, desde la nave Apollo al Módulo Lunar se efectuó al tercer día del lanzamiento, sufriendo un aplazamiento de 30 min sobre al horario previsto debido a ciertas dificultades para despejar el túnel de comunicación y abrir las escotillas existentes entre ambos vehículos.

Finalmente el paso quedó libre y los dos astronautas pudieron instalarse ante los mandos del Módulo Lunar, para proceder a la comprobación de sus instrumentos y sistemas de comunicación con el Centro de Control Houston. También efectuaron una retransmisión de TV desde su interior.

Entre las experiencias a realizar en el Módulo Lunar mientras continuaba unido a la nave, figuraba una actividad extravehicular protagonizada por Schweickart, equipado con un traje presurizado similar al que llevarían en el futuro los astronautas en el suelo lunar y provisto de un suministro individual de Oxígeno, durante 45 min permaneció con la escotilla de salida del Módulo abierta, tomando fotografías de la Tierra y de la nave Apollo, en la que Scott, también provisto de un traje espacial, había abierto la compuerta de su cabina y se encontraba expuesto igualmente al vacio exterior.

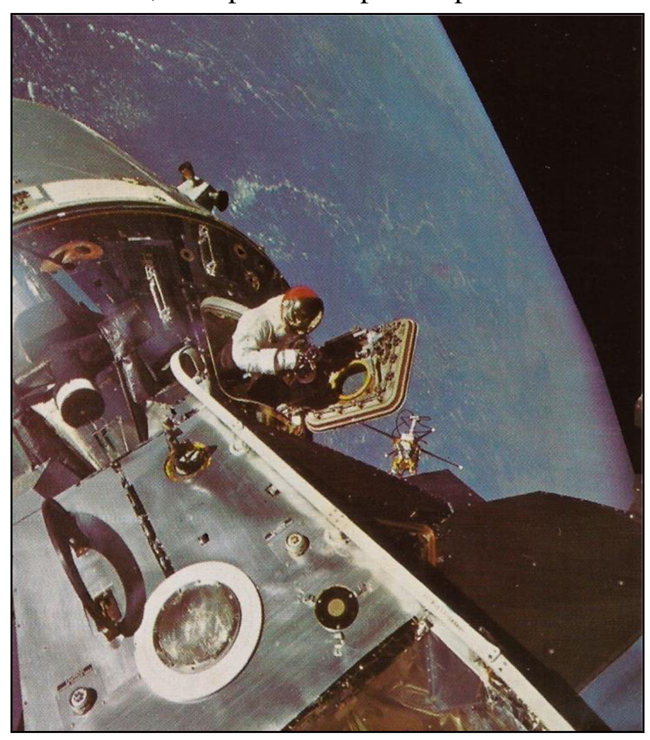


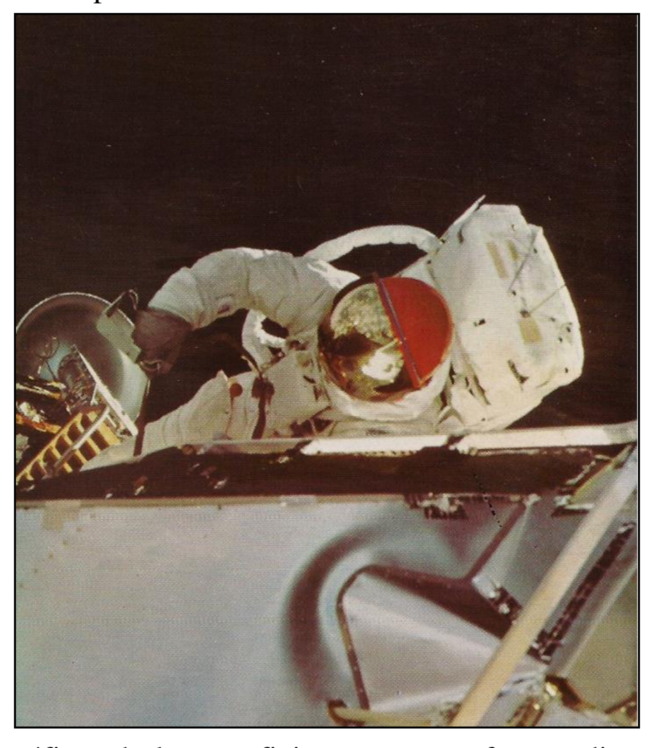


La prueba definitiva tuvo lugar el quinto día de la misión, tras ocupar de nuevo sus puestos ante los controles, Mc Divitt y Schweickart, procedieron a su separación de la nave Apollo con la que habían permanecido formando un solo satélite hasta entonces. Tras efectuar una lenta maniobra de giro ante la cápsula, desde la que Scott debía dar su conformidad a la perfecta extensión de las patas y otros elementos de la estructura externa del aparato, el Módulo Lunar inicio un cambio de órbita para describir una trayectoria paralela a la del Apollo, situándose a unos 43 Km detrás de él y a 21 por debajo, donde sus tripulantes practicarían un imaginario alunizaje.

Tras 5:30 hrs de vuelo en esa posición, el Módulo Lunar se dividió en dos partes, las patas quedaban abandonadas en el espacio como debería ocurrir sobre la superficie lunar y la parte superior se valió de su motor ascendente para alcanzar nuevamente la órbita recorrida por la cápsula, el acople final con ésta no ofreció ninguna dificultad y tras pasar los dos tripulantes del Módulo Lunar a ocupar sus asientos, se procedía a la separación definitiva de los dos vehículos.

Los objetivos fundamentales de la misión ya estaban cumplidos, el Módulo Lunar había probado su motor de descenso, un dispositivo sumamente delicado que debía permitirle posarse en la superficie lunar con gran suavidad, también habían respondido perfectamente tanto su motor ascensional, de vital importancia para la recuperación de sus ocupantes, como las computadoras destinadas a fijar el rumbo y la orientación correctas en todo momento, indispensables para la perfecta realización de los acoples.





El resto del vuelo se dedicó a efectuar observaciones fotográficas de la superficie terrestre y efectuar diversos cambios de órbita con la nave comprobando la fiabilidad del motor del Módulo de Servicio, el regreso a Tierra tuvo lugar el día 17-03-1969, aunque con un cierto retraso sobre el horario previsto en un principio, debido al mal tiempo reinante sobre la zona de amerizaje escogida, se fijó un nuevo punto al S del anterior, los astronautas se vieron obligados a efectuar otra órbita más para descender finalmente a un punto situado a 450 Km al N de Puerto Rico, donde les aguardaba el equipo de rescate del portaaviones Guadalcanal.

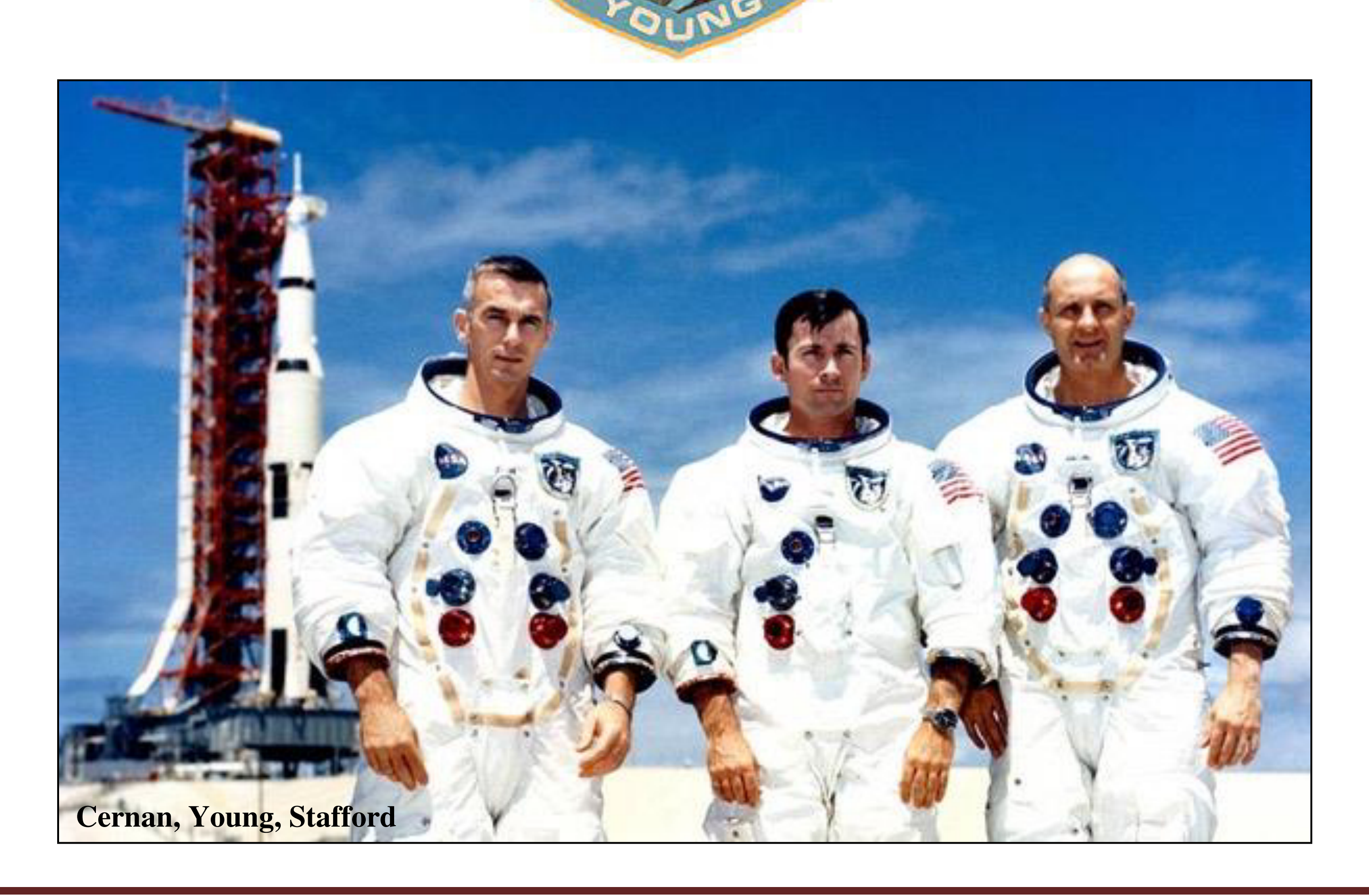




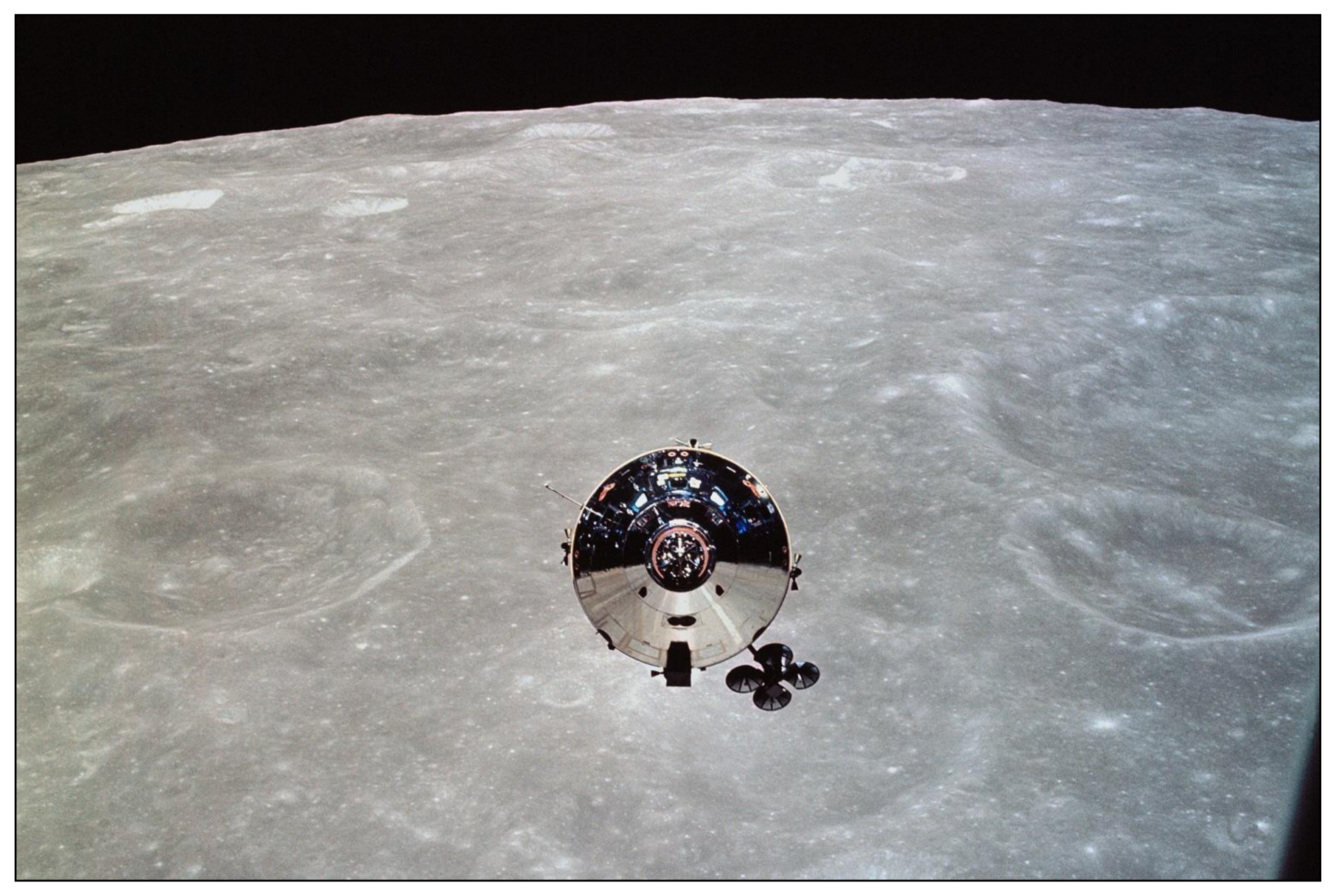
Apollo-10

La misión Apollo-10 tendría como objetivo fundamental, la ejecución en el ámbito lunar de todas las maniobras que habría de ejecutar el Módulo Lunar con los dos astronautas a bordo, salvo la de establecer el contacto definitivo con la superficie lunar, esta sería la última comprobación decisiva antes de emprender la primera misión de alunizaje tripulado, que ya había sido asignada para el vuelo posterior.

Los astronautas seleccionados fueron, como comandante Thomas Stafford, que ya había efectuado vuelos en las misiones Gemini-6 y Gemini-9, como piloto del Módulo de Comando iría John Young (1930-2018), quién había volado anteriormente en las misiones Gemini-3 y Gemini-10, y el puesto de piloto del Módulo Lunar sería asignado a Eugene Cernan (1934-2017), que había volado en la misión Gemini-9; el Módulo Lunar sería bautizado Snoopy y el Módulo de Comando Charlie Brown para facilitar la identificación por las estaciones de seguimiento terrestre.


Cernan, Young, Stafford

El 18-05-1969, era lanzado el Apollo-10 desde el Complex-39 B de Cabo Kennedy, la nave se situó en órbita terrestre, aguardando la orden para emprender la trayectoria translunar, cuando en el Centro de Control de Houston comprobasen que todos los dispositivos de a bordo se encontraban en las condiciones adecuadas para realizar la misión, durante la segunda órbita alrededor de Tierra y mientras la nave sobrevolaba Australia recibieron la confirmación de que podían continuar, la inyección en la trayectoria precisa se efectuó sin dificultad y después se procedía a la extracción del Módulo Lunar de su compartimento para acoplarlo a la nariz del Módulo de Comando, como ya se había efectuado en el vuelo anterior; en esta ocasión la operación fue televisada en directo mediante un cámara especial de TV en color, transmitiendo 30 imágenes por seg.; el vuelo hasta las inmediaciones de la Luna transcurrió sin grandes novedades, salvo las diversas retransmisiones televisivas en las que se presentaron las operaciones de rutina a bordo de la cápsula espacial en las que se podía apreciar la gran eficiencia y seguridad con que los astronautas realizaban sus tareas.



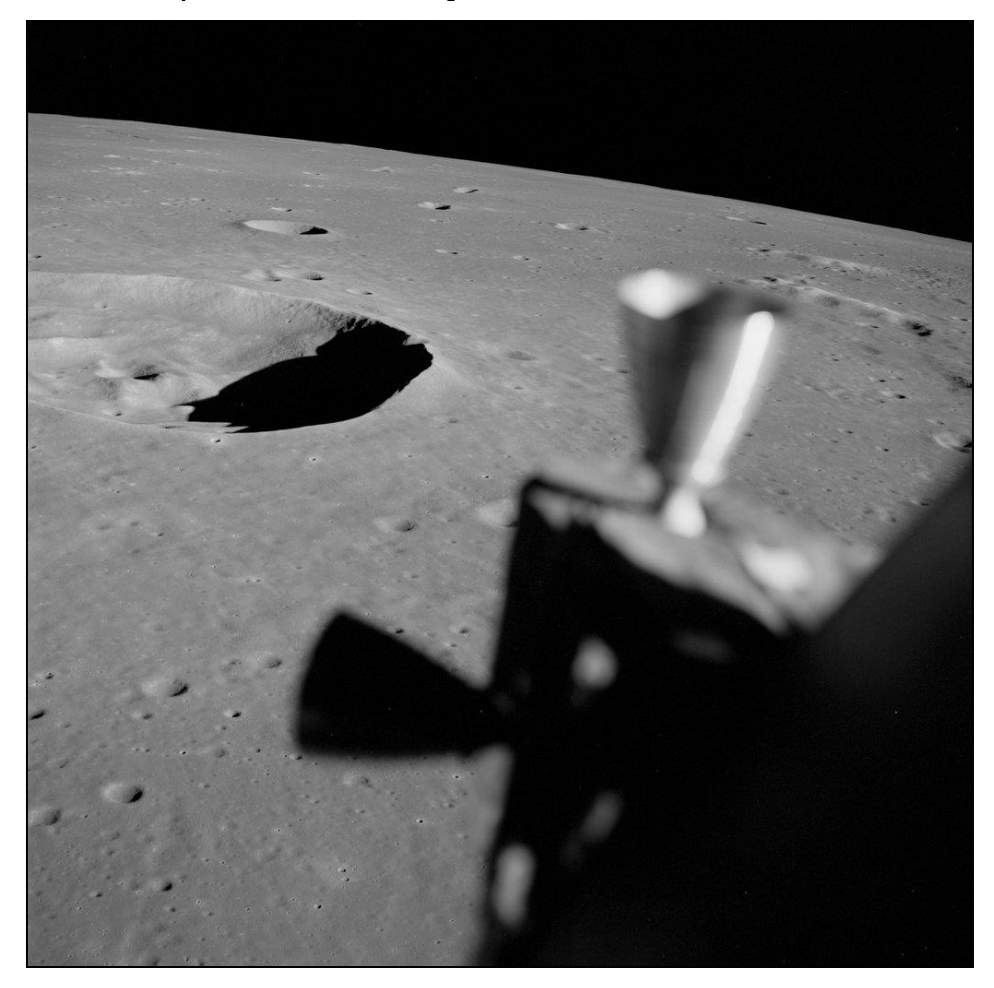
El 21-05-1969, habiendo transcurrido 76 hs desde el lanzamiento, los motores del Módulo de Servicio se encendieron durante 6 min para reducir la velocidad de la nave hasta un punto que le permitiera quedar situada en una órbita elíptica selenocéntrica de 312/110 Km, posteriormente esta órbita quedaría convertida en circular, a 110 Km de distancia media de la superficie lunar.

Durante el recorrido de la órbita lunar se procedió al estudio del terreno por el que sobrevolaba la cápsula, observando minuciosamente y transmitiendo una amplia información acerca de los cráteres, montañas y demás accidentes geológicos que poblaban la superficie, una nueva transmisión de TV en color permitió apreciar desde la Tierra, en todo su esplendor, las formaciones geológicas del Mar de la Fertilidad y del cráter Langrenus, el objetivo principal de esta exploración se centró en la zona situada en torno al Mar de la Tranquilidad, donde se encontraban algunos de los lugares escogidos como puntos de alunizaje para el primer descenso del hombre en la Luna.



Thomas Stafford pudo confirmar que el terreno se encontraba completamente despejado de rocas y ofrecía un aspecto inmejorable para el descenso de una nave sin temor a accidentes durante el alunizaje, en el segundo día de órbita selenocéntrica se procedió a la prueba definitiva del Módulo Lunar.

La operación de separación del Módulo Lunar y el Módulo de Comando tuvo lugar mientras el conjunto volaba tras la cara oculta del satélite, fuera del contacto con las estaciones de seguimiento terrestres lo que ocasionó la consiguiente ansiedad en los hombres que seguían la prueba desde el Centro de Control. Pero media hora más tarde, todos respiraban con alivio al recibir de nuevo las señales de las dos naves, Snoopy y Charlie Brown, que volaban siguiendo cada una su propia órbita; Stafford y Cernan, a bordo del Módulo Lunar, procedieron a efectuar la maniobra de descenso que les condujo hasta una distancia de 15 Km de la superficie sobre el Mar de la Tranquilidad, procediendo a un exhaustivo examen fotográfico de los puntos seleccionados para futuros alunizajes; 4 hrs más tarde, tras describir varias órbitas, los ocupantes del Módulo Lunar encendieron el motor de ascenso, emprendiendo una trayectoria ascendente que le llevaría al encuentro con el Módulo de Comando.

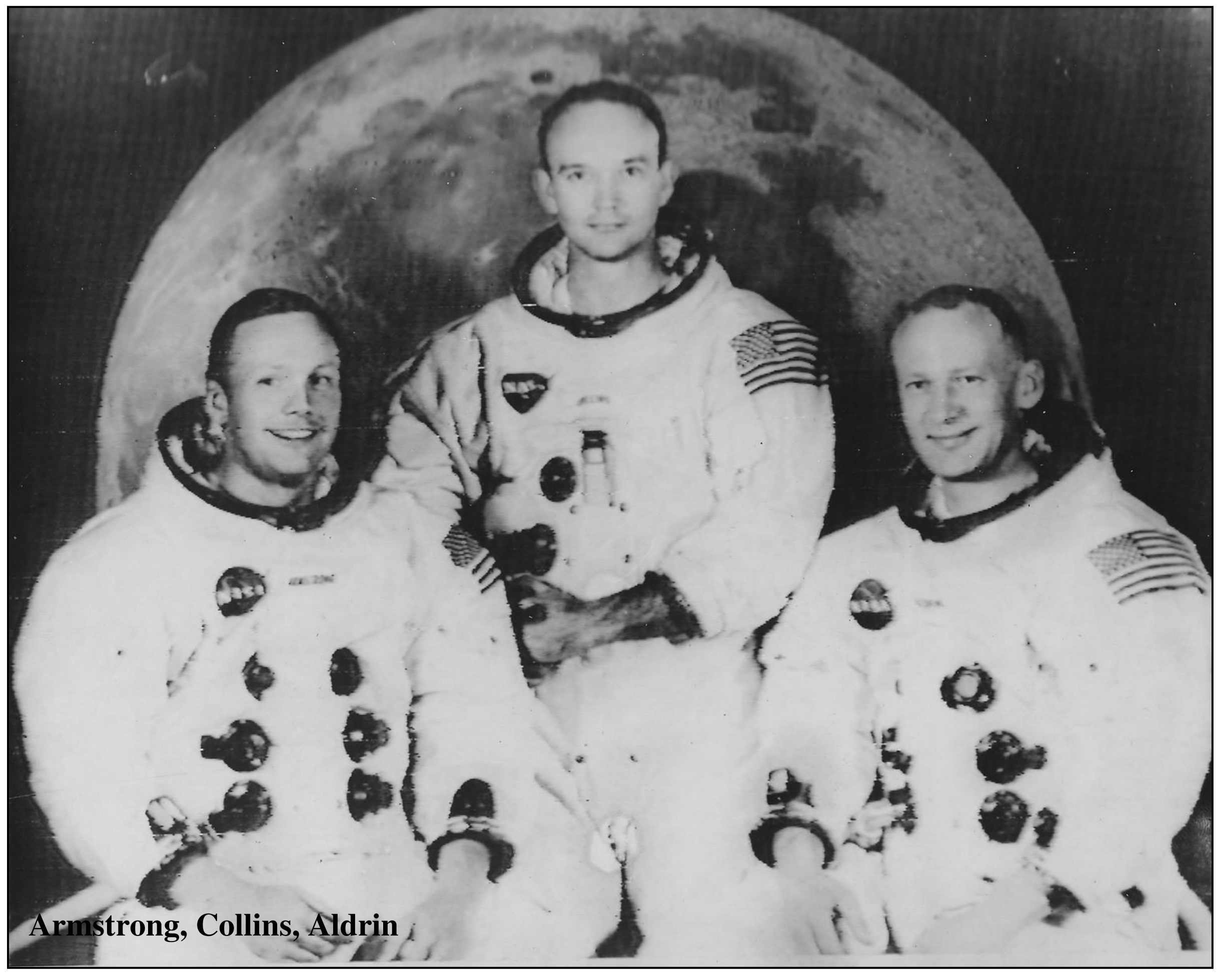


Las naves efectuaron su último acoplamiento y los astronautas del Módulo Lunar volvieron al Módulo de Comando, cumplidos los objetivos de la misión y con el Módulo Lunar separado definitivamente, el Apollo-10 emprendió el viaje de vuelta, enfrentándose nuevamente a los críticos momentos de la salida de la órbita lunar y de la reentrada en la atmósfera terrestre, transcurriendo todo como estaba programado y el 26 de mayo, la cápsula con sus tres ocupantes efectuaba el acuatizaje en un punto del Océano Pacífico situado al E de Pago Pago, Samoa; a los pocos minutos, los hombres del equipo de rescate procedían a colocar una banda de flotación alrededor de la cápsula para evitar los riesgos de un posible hundimiento, mientras los astronautas eran transportados a bordo de un helicóptero hasta la cubierta del portaaviones Princeton, donde serían sometidos a un riguroso examen médico.

Apollo-11

Los miembros de la tripulación que tendría el honor de posarse por primera vez sobre el suelo lunar habían sido designados en enero de 1969, unas semanas después del regreso de la nave Apollo-8 tras su afortunado vuelo de circunvalación lunar. Dada la transcendencia de la misión que habría de serles confiada, la tripulación del Apollo-11 estaría constituida por tres veteranos; como comandante de la nave se designó a Neil Armstrong (1930-2012) que había volado en la nave Gemini-8, como piloto del Módulo Lunar a Edwin Buzz Aldrin (su vuelo anterior había sido en la nave Gemini-12) en el puesto de piloto del Módulo de Mando iría Mike Collins (1930-2021) que había volado en la nave Gemini-10, ya repuesto de la dolencia que le impidió tomar parte en el vuelo del Apollo-8.





Armstrong, Collins, Aldrin

El 16-07-1969 finalizaba la cuenta atrás que se había iniciado el día 10, aunque sufriera diversas interrupciones durante este tiempo, desde el Complex 39ª de Cabo Kennedy se llevaría a cabo de manera satisfactoria, el lanzamiento esperado.







El 19-07, la nave se encontraba rodeando la cara oculta del satélite, hasta allí el vuelo había sido de excelentes condiciones, sin haber necesitado consumir combustible para efectuar correcciones en la trayectoria, ahora darían comienzo las críticas maniobras del cambio de rumbo para situarse en órbita lunar, todo se producía como estaba previsto y tras unos largos minutos de angustia en el Centro de Control por la pérdida de contacto con el vehículo, pronto se restableció éste de nuevo cuando el Apollo-11 surgió de la zona oscura del satélite recorriendo una órbita elíptica de 310/112 Km de altitud, una nueva retransmisión TV en color tuvo lugar con imágenes del cráter Aristarco y del punto elegido para el alunizaje en la zona del Mar de la Tranquilidad, con un nuevo encendido de los cohetes del Módulo de Servicio, se transformó la órbita anterior en otra casi circular de 100/121 Km, iniciándose los preparativos finales para el descenso que tendría lugar al día siguiente.

La maniobra de separación de las dos naves tuvo lugar mientras sobrevolaban la parte oculta de la Luna, fuera de contacto con las estaciones de seguimiento; una vez efectuada la separación, el Módulo Lunar describió una lenta maniobra de giro, con sus patas extendidas, con el fin de que Collins, desde el Módulo de Comando, pudiera comprobar si todos los dispositivos exteriores del aparato se encontraban en las condiciones adecuadas para el alunizaje.



Poco después se iniciaba la maniobra de descenso, un sistema automático produjo el encendido del motor del Módulo Lunar durante medio minuto, transfiriendo al vehículo a otra órbita que le situaría a 15 Km sobre la superficie. En este punto, el comandante de la nave todavía estaba a tiempo de cancelar la misión, si consideraba que el funcionamiento del vehículo presentaba problemas, y podía dejar que la trayectoria seguida les llevase de nuevo a un encuentro con el Apollo. Pero la decisión ya estaba tomada de antemano y Armstrong no vaciló al apretar el botón que activaba la secuencia de operaciones automatizadas para llevar la nave al suelo lunar. A partir de entonces la suerte estaba echada y si algo salía mal los dos hombres se convertirían en unos náufragos del espacio sin la menor posibilidad de ser rescatados.

A los 4 minutos de encendido el motor de descenso, el Águila se aproximaba a la superficie a una velocidad de 90 Km/h. Durante el trayecto, Armstrong comunicó a Houston ciertas anomalías observadas en las luces de control. Algo parecía no funcionar correctamente. Sin embargo, le informaron de que no existía el menor peligro. Á medida que la nave se acercaba a la superficie, siguiendo un arco descendente, su ángulo de incidencia se fue enderezando progresivamente hasta encontrarse prácticamente en sentido vertical a los 230 m del suelo y descendiendo a 6 Km/h, cuando se encontraba a poco más de 60 m sobre la superficie, Armstrong descubrió que el lugar escogido como punto de alunizaje se hallaba completamente lleno de rocas, solo había un medio de evitar un desastre, Armstrong desconectó los sistemas automáticos y tomó los mandos manualmente haciendo que el Módulo Lunar se desplazase lateralmente alejándose del lugar y buscando otro punto más despejado, el combustible era limitado por lo que no estaba previsto un recorrido extra de esas características y se advirtió que restaba combustible para 30 seg., pero Armstrong ya había encontrado el terreno adecuado y la nave estaba descendiendo sobre un lugar despejado de obstáculos; poco después su voz llegaba a través del espacio hasta el centro Houston "Aquí Base Tranquilidad, el Águila ha alunizado".

El contacto con el suelo del Módulo Lunar había sido muy bueno, a un ángulo de 4.5° con la vertical, lo que podía considerarse como excelente, ya que estaba previsto para poder soportar una inclinación de 30° sin perder el equilibrio, el punto de alunizaje se hallaba a 180 Km al S-O del cráter Maskelyne, la descripción del panorama hecha por el propio Armstrong era de una meseta llena de pequeños cráteres, todo de un color gris, con bastantes rocas, algunas de regular tamaño y de colores variados, al fondo una colina; aunque era difícil calcular las distancias con exactitud, confirmaba lo que se suponía había de ser el suelo lunar.



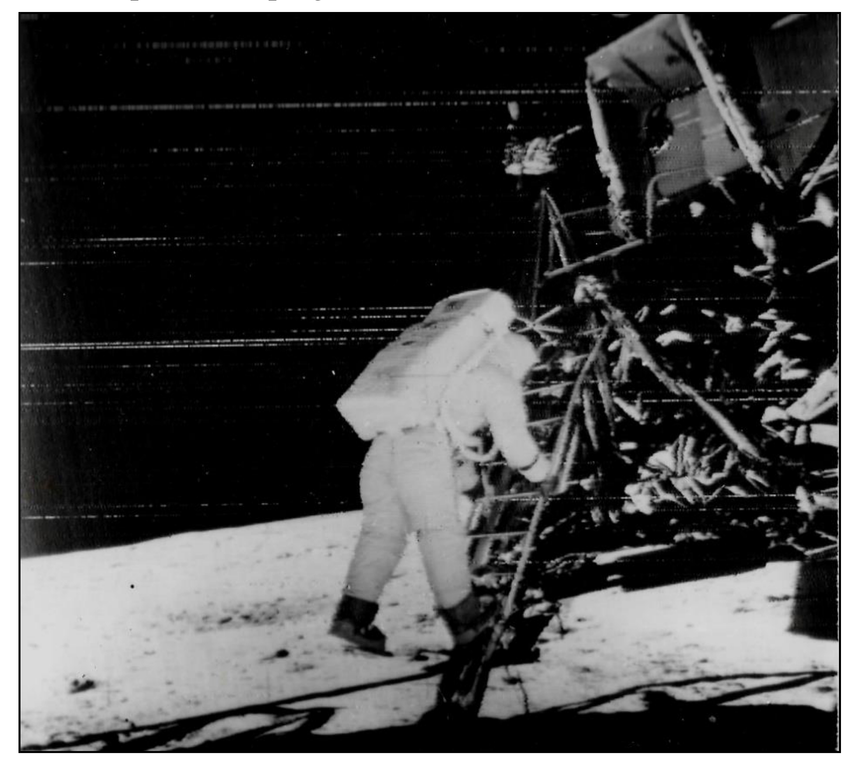
Todavía quedaba por realizar la experiencia final, antes habría un periodo de descanso y otro de preparación para el despegue inmediato, por si algún acontecimiento imprevisto obligaba a los astronautas partir de la Luna rápidamente, Armstrong abría la escotilla de salida del Módulo Lunar, equipado con su traje espacial y llevando a la espalda el sistema portátil de supervivencia PLSS (conjunto de 40 Kg de peso que en la Luna quedaba reducido a menos de 6 Kg) que contenía el sistema de suministro de Oxígeno al traje espacial permitiendo el ajuste de la presión y la temperatura en el mismo, también incluía el equipo de comunicaciones.

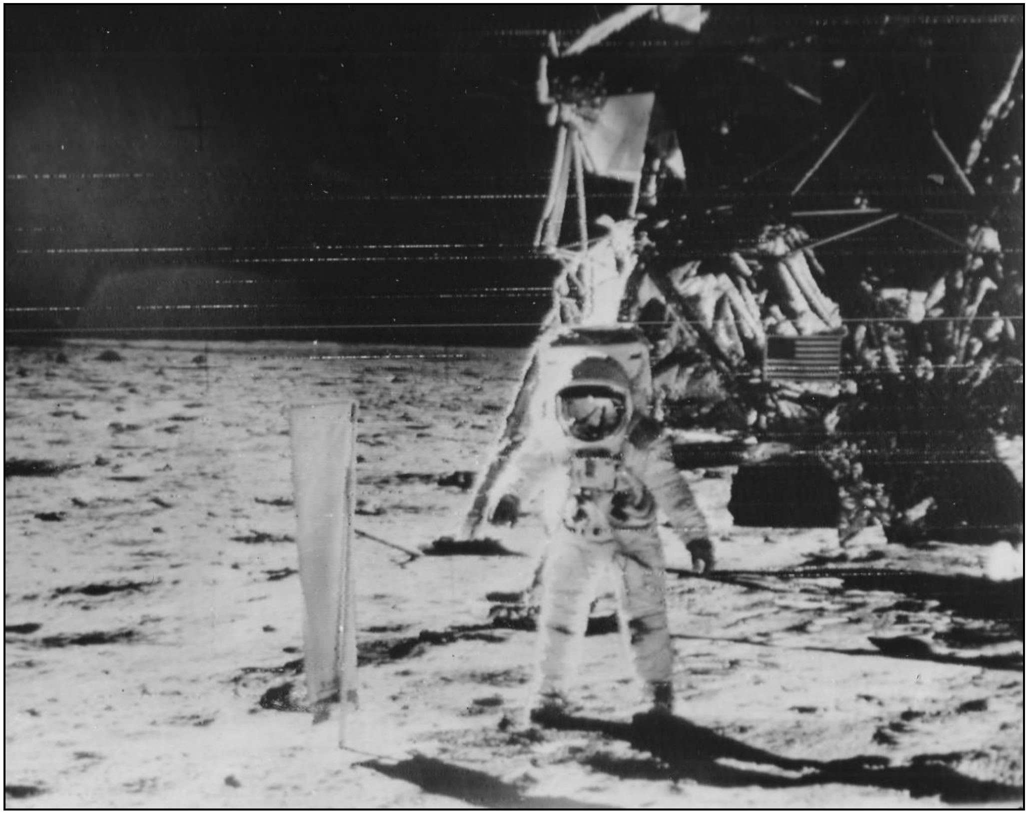
Mientras el astronauta descendía por los peldaños de la escalera accionó un dispositivo que ponía en marcha la cámara de TV exterior del Módulo Lunar, de esa forma desde la Tierra se podía vivir el histórico momento, el gran acontecimiento tenía lugar el día 20-07-1969, y Armstrong decía "Este es un pequeño paso para un hombre, pero un salto gigantesco para la Humanidad", palabras que llegaron con un retraso debido a la distancia.



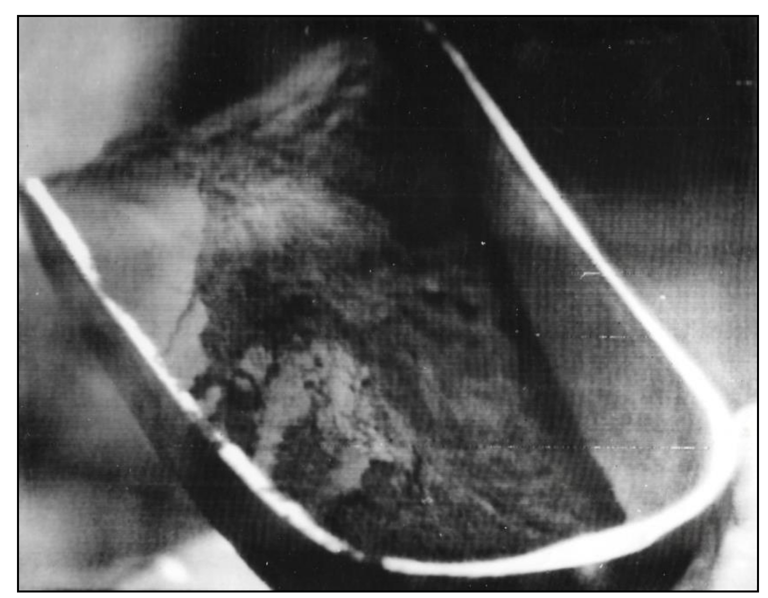
Más tarde Armstrong revelaría que su pie izquierdo se hundió ligeramente en el suelo lunar describiendo éste como formado por un polvo muy fino como las partículas de arena, pero que no ofrecía ninguna dificultad para caminar, tras asegurarse firmemente en el terreno y controlar los primeros pasos, se dirigió a una de las patas del Módulo Lunar descubriendo una placa conmemorativa que se hallaba fijada en ella y que decía "Los seres del Planeta Tierra pusieron sus pies por primera vez en la Luna en julio de 1969 D de J.C. Vinimos en paz en nombre de toda la humanidad", debajo se hallaban las firmas de los astronautas y la del presidente de Estados Unidos Richard Nixon.

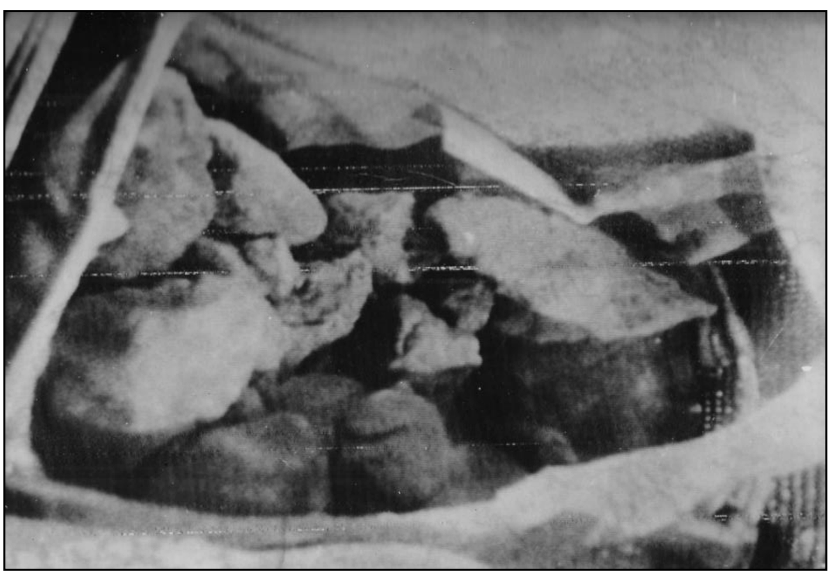
Buzz Aldrin descendió del Módulo Lunar 20 minutos después de Armstrong, la primera operación de los astronautas consistió en tomar unas muestras del polvo lunar y colocarlas en el bolsillo de su traje espacial, luego plantaron una bandera de Estados Unidos manteniéndola rígida mediante varillas metálicas, ya que la ausencia de aire impedía que se mantuviera extendida y ondeante, colocaron en el suelo una serie de instrumentos científicos con los que realizarían ciertas experiencias programadas de antemano.



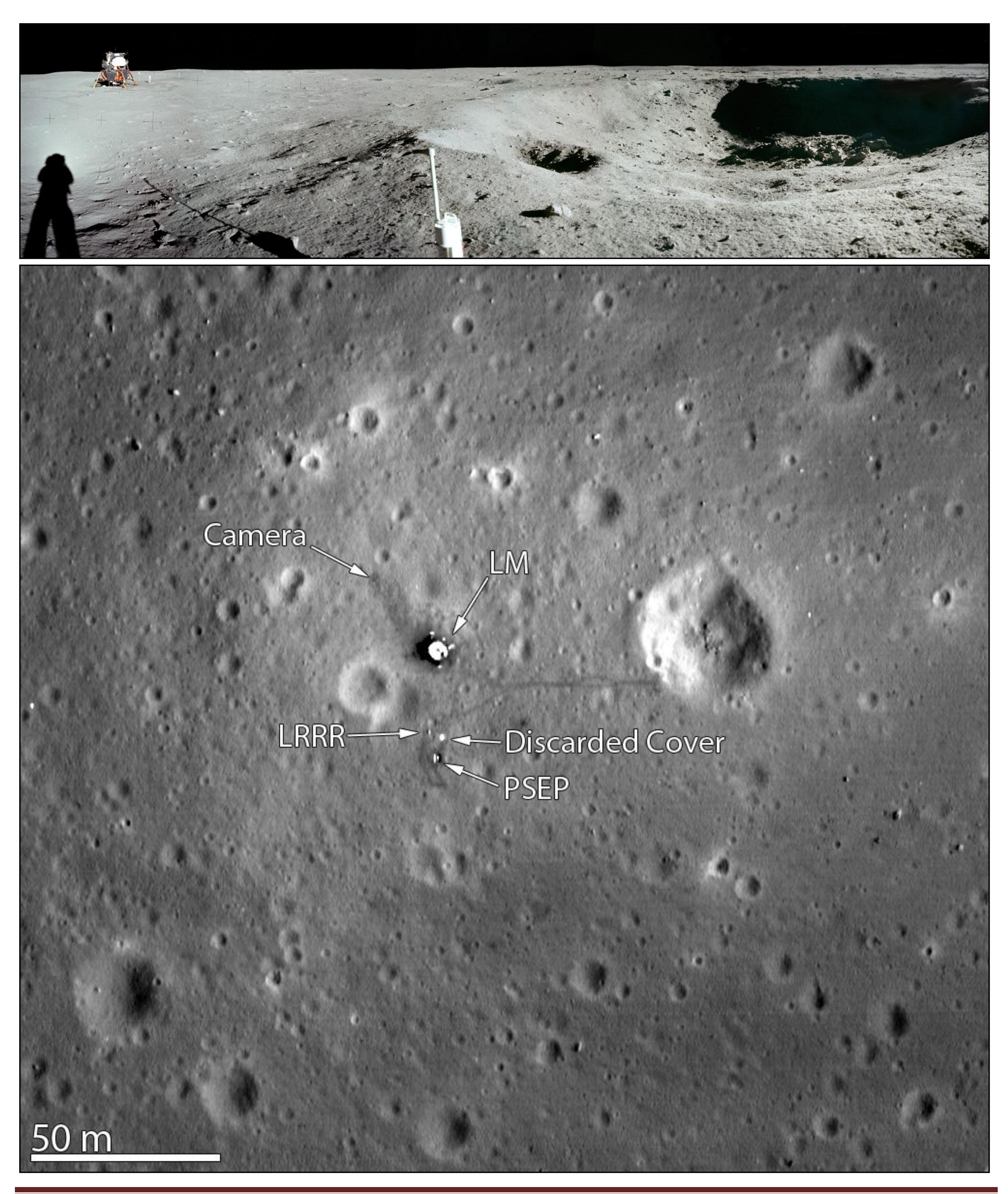


Después de un período de 7 hrs de sueño, el 21-07, se daba por terminada la primera exploración humana de la Luna. Tras haber permanecido en su superficie durante 21:36 hrs, los dos astronautas encendían el motor de ascenso del Águila, cuya parte superior se separaba del resto para emprender una órbita que les llevaría al encuentro con Collins, a bordo del Módulo de Comando, una vez desprendido el Módulo Lunar y abandonado en el espacio, la nave Apollo dejaba su órbita selenocéntrica e iniciaba el vuelo hacia la Tierra, las operaciones a realizar durante el recorrido serían rutinarias y ya habían sido experimentadas en dos ocasiones con anterioridad, en el Apollo-8 y en el Apollo-10, pero en esta oportunidad con 22 Kg de roca lunar que posteriormente fueron estudiadas en laboratorios terrestres.





El día 24-07, tal como estaba previsto, el Módulo de Comando acuatizaba con total normalidad en el Océano Pacífico, a 1800 Km de las Islas Hawaii, siendo recogidos los astronautas por los helicópteros del portaaviones Hornet y llevados a la cubierta del mismo; la duración total del vuelo había sido de 195:18 hrs, y entre otras cosas había servido para demostrar la importancia del hombre sobre los mecanismos automáticos en los momentos peligrosos ocurridos durante el alunizaje, sin embargo para los tres astronautas la experiencia no había terminado todavía, protegidos por unos trajes especiales de protección biológica, entraron en una habitación aislada en la que permanecerían en cuarentena por un tiempo hasta que los médicos decidieran si eran o no portadores de algún germen desconocido en la Tierra cuyos efectos pudieran ser fatales para la Humanidad.


Camera
LM
LRRR
Discarded Cover
PSEP
50 m

Apollo-12

Los astronautas seleccionados para la misión Apollo-12 eran, como comandante Charles Conrad (1930-1999), quien había realizado vuelos en las naves Gemini-5 y Gemini-11, como piloto del Módulo Lunar iría Richard Gordon (1929-2017) que había volado en la Gemini-11 y Alan Bean (1932-2018), destinado al puesto de piloto del Módulo Lunar, que no había volado al espacio hasta la fecha.



Conrad, Gordon, Bean

El lanzamiento tuvo lugar el 14-12-1969 desde el Pad 39A de Cabo Kennedy bajo un intenso temporal de lluvia y viento que se abatió sobre la zona, a pesar del mal tiempo reinante, las condiciones meteorológicas no parecían ser un obstáculo para el vuelo y los motores del cohete Saturn-V, siendo el momento más delicado de la operación de lanzamiento a los 30 seg del despegue, ya que una fuerte descarga eléctrica se abatió sobre el Apollo-12, interrumpiendo su sistema principal de energía eléctrica, todos los instrumentos de a bordo sufrieron un paro repentino, aunque inmediatamente restablecieron sus funciones al entrar automáticamente en funcionamiento un sistema de baterías de emergencia y el vuelo continuó sin mayores incidentes, la causa del fallo sería por la caída de un rayo sobre la nave (aunque otros se inclinarían más por una fuerte descarga de electricidad estática en el momento del despegue).

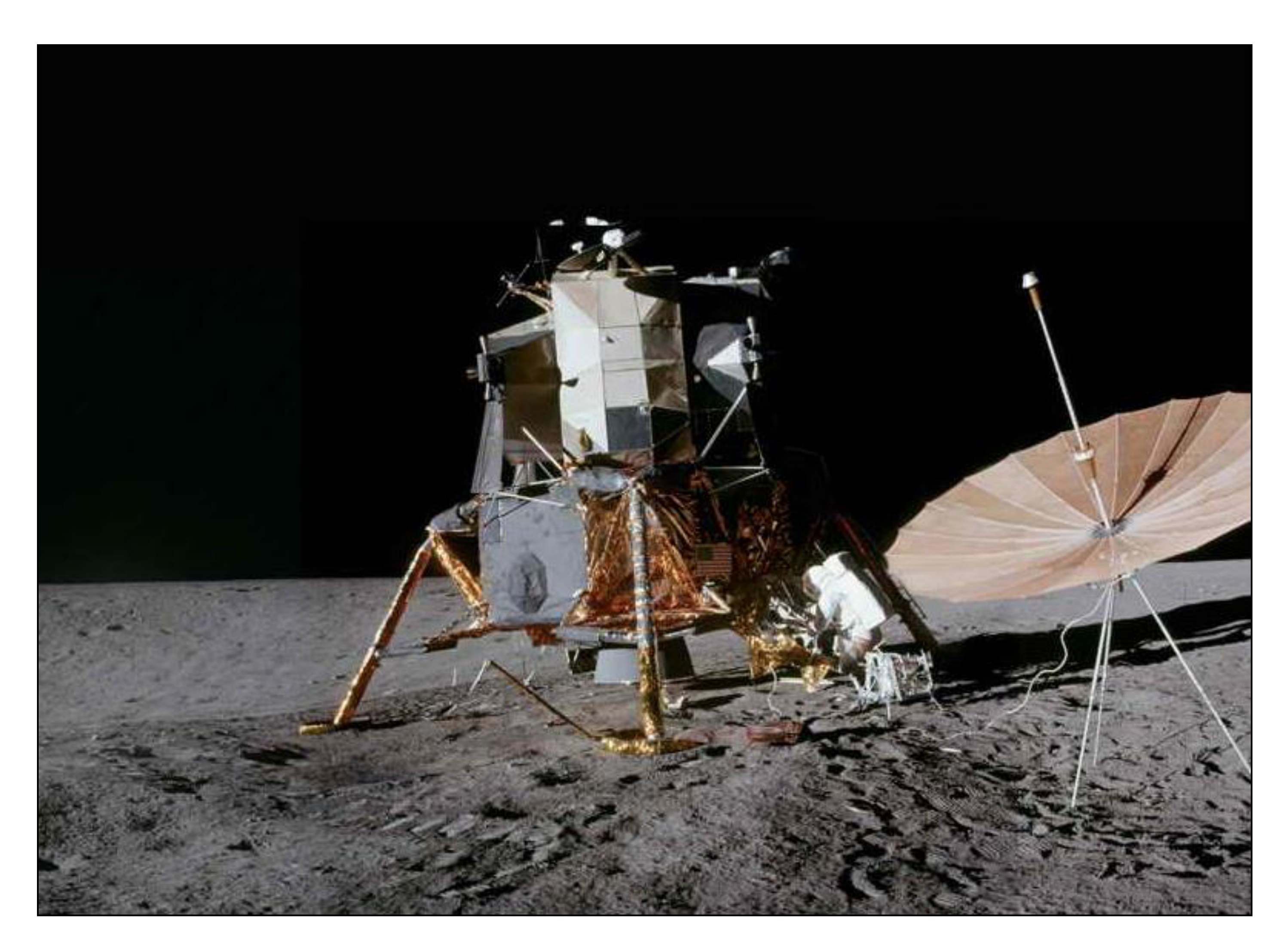




El Módulo Lunar, bautizado con el nombre de Intrepid, fue extraído de su alojamiento y acoplado a la parte frontal del Módulo de Comando, que llevaba el nombre de Yankee Clipper, luego, el Apollo-12 emprendió su camino hacia la Luna siguiendo una trayectoria de retorno libre, al igual que se había efectuado en todas las misiones anteriores, este método permitiría el regreso automático hacia la Tierra en el caso de que algún accidente imprevisto impidiera a los astronautas situarse en la órbita lunar y efectuar el descenso en la superficie



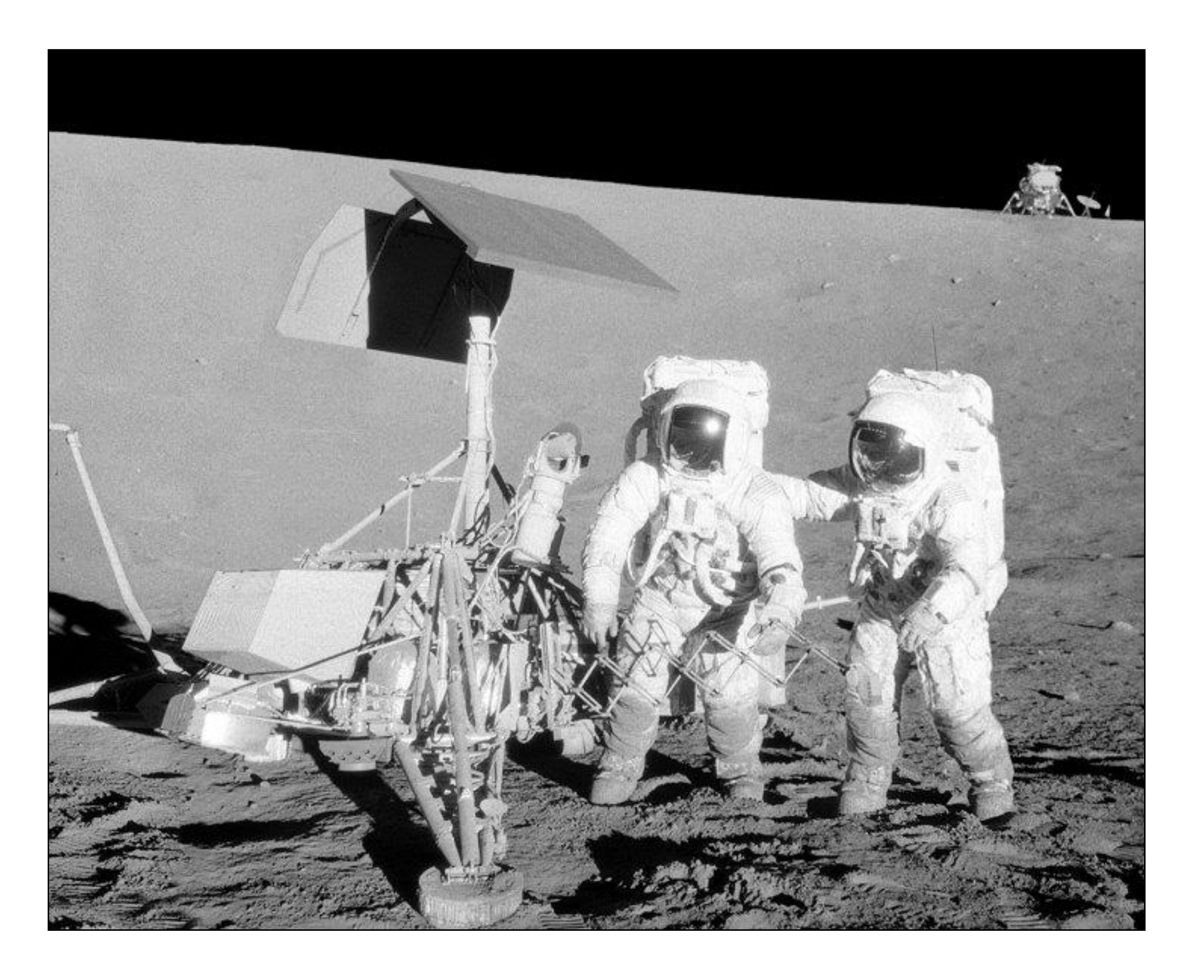
El alunizaje fue el día 19-11-1969 en un punto del Oceanus Procellarum situado a unos 200 m del lugar donde estaba el Surveyor 3, la maniobra de descenso tuvo que ser controlada manualmente en los últimos segundos para corregir cierta desviación producida por el sistema automático de guiado y no alejarse así del punto deseado. Por suerte, la NASA había previsto la necesidad de un descenso más prolongado y el Módulo Lunar llevaba suficiente combustible para esta emergencia, evitándose los momentos críticos vividos en una situación semejante durante la misión del Apollo-11, 4 hrs después Charles Conrad bajaba la escalera del Módulo Lunar para poner el pie en el la superficie lunar, al ser un hombre de más corta estatura que Neil Armstrong, tuvo mayores dificultades para bajar los peldaño, lo que le haría exclamar al final "Esto habrá sido un pequeño paso para Neil, pero es demasiado grande para mi", 30 minutos después bajaba Alan Bean portando un equipo de instrumentos y una cámara de TV en color, con la que se efectuarían las primeras retransmisiones de las actividades que desarrollarían en la Luna, Sin embargo, a los pocos minutos, una avería eléctrica interrumpió el envío de imágenes a la Tierra y la cámara quedó inutilizada para el resto de la operación.



Charles Conrad y Alan Bean se dedicaron, luego de plantar una nueva bandera norteamericana en el suelo lunar, a la instalación del ALSEP, destinado a ampliar los conocimientos del hombre sobre el espacio mediante una amplia serie de experiencias en la superficie, el conjunto de instrumentos, de 126 Kg de peso, comprendía un un sismógrafo, espectrómetro, medidor del viento solar, detector de la ionosfera lunar, magnetómetro y un detector de rayos cósmicos, su período de actividad estaba previsto para un año.



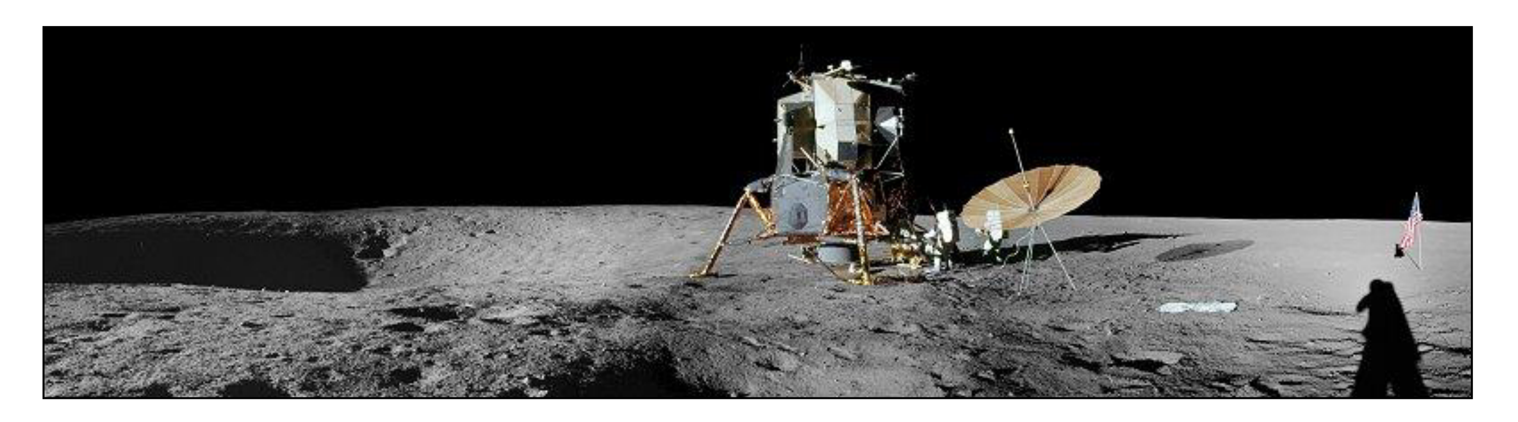
El objetivo básico de la misión, consistía en el rescate de piezas del Surveyor-III, en el que se dedicaron los astronautas durante su segundo período de actividades, para llegar hasta el centro del cráter donde se encontraba la nave era preciso dar un largo rodeo al mismo, buscando zonas menos accidentadas, Conrad tuvo una caída durante la operación pero, pudiendo ser levantado del suelo por su compañero y continuar la marcha con toda normalidad, el Surveyor-III aparecía cubierto por una capa de polvo lunar, pero sus partes esenciales se encontraban intactas, una vez retirada la cámara de TV y el sistema de excavación de la sonda lunar, los astronautas emprendieron el lento camino de regreso hacia el Módulo Lunar.



El 20-11-1969, cumplidos los objetivos previstos, el Módulo Lunar despegaba desde la Luna y poco después se efectuaba su acoplamiento con el Módulo de Servicio, después de desprenderse del Módulo Lunar y enviarlo a estrellarse contra la Luna, el Apollo-12 emprendía el largo viaje de vuelta, regresando con un total de 45 Kg de rocas y piezas rescatadas del Surveyor-III, el acuatizaje de la cápsula se produjo el día 24-11-1969, en un punto del Océano Pacífico situado a 740 Km al S-O de Pago-Pago y rescatados por el portaaviones Hornet.







Apollo 12 Landing Site
LROC NAC M168353795RL
Low Periapse Orbit
100 meters
ALSEP Equipment
Intrepid Descent Stage
Head Crater
Surveyor Crater
Surveyor 3 Spacecraft
Bench Crater
Sharp Crater
Intrepid 5X Enlargement

Apollo-13

Los problemas del Apollo-13 dieron comienzo antes de su lanzamiento, de los tres astronautas asignados para su tripulación, uno de ellos debió ser sustituido durante la semana previa al despegue, se trataba de Thomas Mattingli y el motivo fue por no estar vacunado contra la rubeola, aunque en principio, en la NASA eran partidarios de sustituir al equipo completo (lo que hubiera motivado un retraso importante en la misión) finalmente se nombró a John Swigert para ocupar el puesto de Mattingli; la tripulación del Apollo-13 sería tripulada por James Lovell, como comandante de la nave, quien había volado al espacio en las misiones Gemini-7, Gemini-12 y Apollo-8, Fred Haise piloto del Módulo Lunar y John Swigert (1931-1982) como piloto del Módulo de Comando, Haise, como Swigert no habían participado en ningún vuelo espacial.



El lanzamiento se llevó a cabo el día 11-04-1970 desde el Complejo LC-39A de Cabo Kennedy en excelentes condiciones y tras describir la correspondiente órbita terrestre de estacionamiento, se encendieron los motores de la tercera fase del cohete Saturn-V que situaron al Apollo-13 en la trayectoria prevista hacia la Luna, el nombre para el Módulo Lunar había sido Aquarius y para el Módulo de Comando Odyssey.

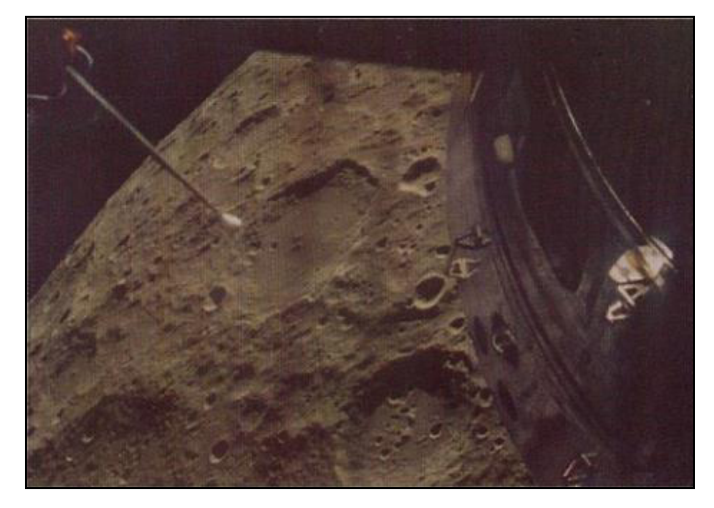


El objetivo principal de la misión consistía en explorar la zona de Fra Mauro, realizando estudios geológicos del lugar, uno de los más interesantes desde el punto de vista científico, ya que la antigüedad de sus rocas se calculaba en más de 5000 millones de años y podían arrojar interesantes datos sobre el origen de la Luna.

Los problemas se presentaron de improvisto durante el 3° día de vuelo y cuando la nave se hallaba a más de 300000 Km de distancia de la Tierra, se produjo una violenta explosión en el tanque de Oxígeno N° 2 del Módulo de Servicio, llegando a la Tierra la voz de Swigert ligeramente alterada “Houston tenemos un problema”, a consecuencia del accidente la fuente de energía eléctrica que alimentaba el interior de la nave quedó reducida a un tercio de su valor normal y el Oxígeno de la cápsula quedó reducido prácticamente a cero, si bien los tres hombres podían disponer del existente en sus trajes espaciales, no había forma de solucionar el problema en el espacio; se anuló la misión de alunizaje programada inmediatamente y todos los esfuerzos se concentraron en buscar la forma de hacer regresar a los astronautas sanos y salvos a la Tierra.

La falta de Oxígeno en el Módulo de Comando obligó a sus ocupantes a trasladarse al interior del Módulo Lunar, el cual disponía de depósitos independientes y de energía eléctrica propia, contando con las reservas existentes en los trajes espaciales se consideraba que habría suficiente para el viaje de regreso; a partir de ese momento el Módulo Lunar, se convirtió en la nave salvavidas reemplazando prácticamente todas las funciones del Módulo de Comando, por suerte la explosión se produjo antes de efectuar el descenso lunar, pues en caso contrario, los tripulantes no habrían tenido posibilidad de salvación.

Por otra parte la trayectoria de retorno libre, iniciada antes de la explosión, llevaba la nave hacia el campo de gravitación lunar para rodear al satélite y emprender por sí misma el viaje de vuelta. Sin embargo, era preciso hacer algunas modificaciones del rumbo y para ello no se podía recurrir al motor del módulo de servicio. La gran versatilidad del Módulo Lunar se puso de relieve, ya que su motor de descenso, accionado en el momento oportuno, sustituía al del Módulo de Servicio, proporcionando el impulso necesario para cambiar la trayectoria, una vez en órbita lunar, la tensión alcanzó su punto máximo cuando la nave desapareció tras la cara oculta del satélite, allí debía efectuarse la última maniobra crucial, nuevamente el motor del Módulo Lunar debía salvar la situación realizando un trabajo para el que no había sido construido.



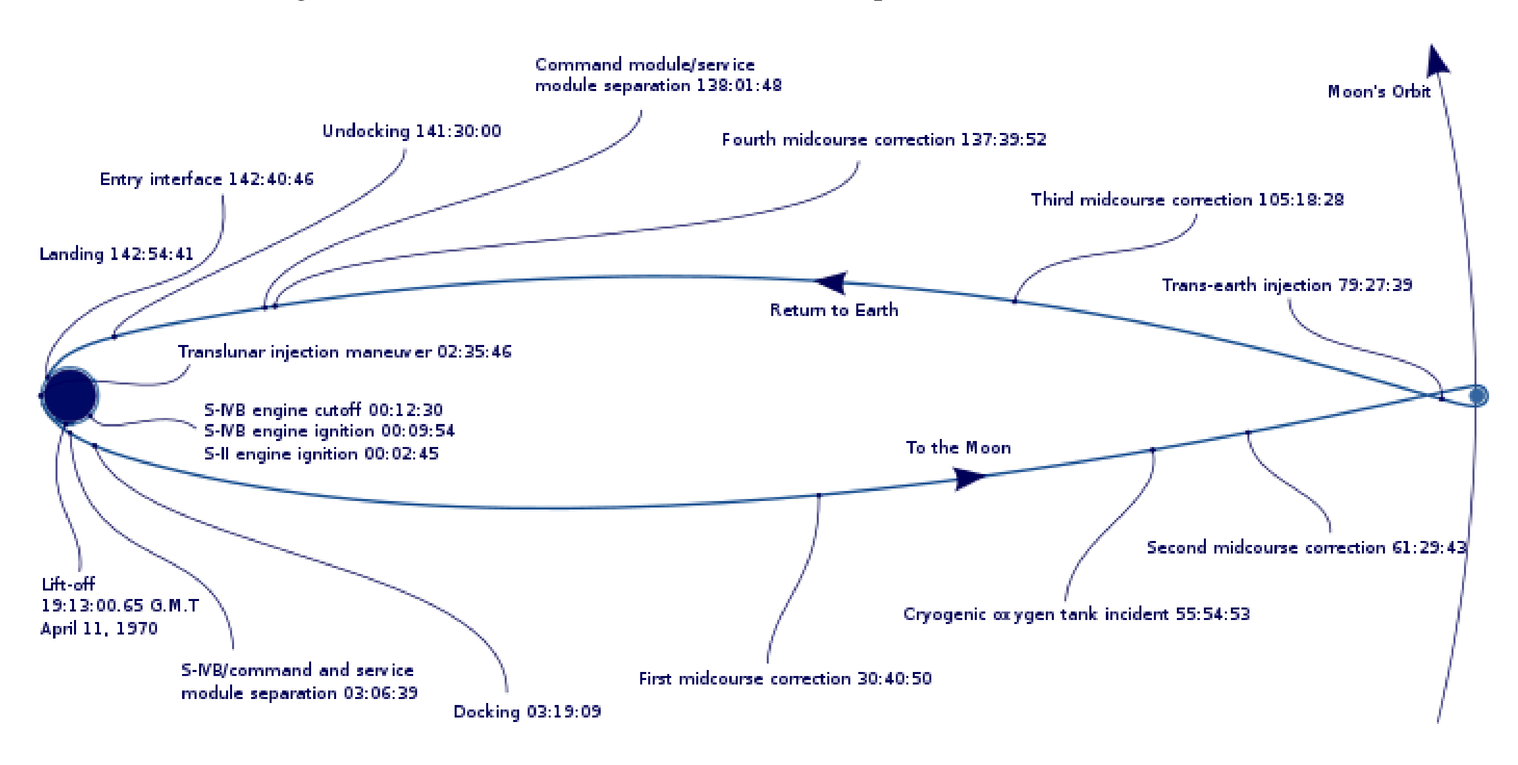
Con la mitad de la potencia que tenía el motor del Módulo de Servicio, estaba sustituyendo a éste en la operación más importante del vuelo, también era importante la necesidad de orientar correctamente la nave durante el impulso de partida y los astronautas debían recurrir a medios óptimos para realizarla, ya que los instrumentos automáticos no podían funcionar; con la ayuda de un sextante, Lovell localizó la dirección deseada, el motor del Módulo Lunar respondió y la maniobra se realizó con gran precisión; el Apollo-13 rodeó la Luna y emprendió el regreso hacia la Tierra, los riesgos del viaje continuarían durante tres días más, en el Módulo Lunar sólo se disponía de espacio para dos ocupantes, por lo que debían turnarse para permanecer uno de los tres en el Módulo de Comando, que carecía de Oxígeno y electricidad.



La electricidad del Módulo de Comando provenía de celdas de combustible que producían agua como subproducto, pero el Módulo Lunar funcionaba con baterías de Plata y Zinc que no lo hacían, por lo que tanto la energía eléctrica como el agua (necesaria para enfriar el equipo y beber) serían fundamentales, el consumo de energía del Módulo Lunar se redujo al nivel más bajo posible; Swigert pudo llenar algunas bolsas para beber con agua del grifo del Módulo de Comando, Haise inicialmente calculó que se quedarían sin agua para enfriar unas 5 Hrs antes de la reentrada (esto parecía aceptable porque los sistemas del Módulo Lunar del Apolo-11, una vez abandonados en la órbita lunar, habían continuado funcionando durante 7-8 Hrs incluso con el agua cortada) al final, el Apolo-13 regresó a la Tierra con 12,8 Kg de agua restantes.

Dentro de la nave espacial oscurecida, la temperatura descendió hasta los 3 °C, considerando colocarse los trajes espaciales, pero Lovell y Haise usaron sus botas lunares de EVA y Swigert se puso un overol adicional, como les habían dicho que no descargaran su orina al espacio para no perturbar la trayectoria, tuvieron que guardarla en bolsas, el agua se condensaba en las paredes, aunque cualquier condensación que pudiera haber estado detrás de los paneles del equipo no causó problemas, en parte debido a las extensas mejoras en el aislamiento eléctrico instituidas después del Apolo-1; además de la escasez de agua, se añadiría también un escape de dióxido de Carbono que aumentó las dificultades respiratorias de los tripulantes, finalmente, la nave llegaba próxima a la Tierra, el último paso dado por la tripulación fue instalarse de nuevo en el Módulo de Comando y desprenderse del Módulo Lunar,

El último problema que se resolvió fue cómo separar el Módulo Lunar a una distancia segura del Módulo de Comando justo antes de la reentrada, el procedimiento normal, Grumman , fabricante del Módulo Lunar, asignó a un equipo de ingenieros para resolver el problema de cuánta presión de aire usar para separar los módulos, los astronautas aplicaron la solución, que tuvo éxito y el Módulo Lunar volvió a entrar en la atmósfera terrestre y fue destruido, las piezas restantes cayeron en las profundidades del océano, la corrección final a mitad de camino del Apolo-13 había abordado las preocupaciones de la Comisión de Energía Atómica, que quería que el barril que contenía el óxido de Plutonio destinado al RTG SNAP-27 aterrizara en un lugar seguro, el punto de impacto fue sobre la Fosa de Tonga en el Pacífico, hundiéndose a 10000 m de profundidad.



La ionización del aire alrededor del Módulo de Comando durante la reentrada causaría un apagón de comunicaciones de 4 minutos (la trayectoria de reentrada poco profunda alargó esto a 6 minutos, posteriormente la nave recuperó el contacto por radio y cayó de manera segura en el Océano Pacífico Sur.



Apollo-14

El incidente ocurrido en el tanque de oxígeno del Apollo-13 obligó a una revisión del programa espacial, con el consiguiente retraso de los vuelos previstos, el lanzamiento, fijado para octubre de 1970, tuvo que ser aplazado hasta enero de 1972 y sus objetivos iniciales modificados para poder llevar a cabo alguno de los asignados al vuelo del Apollo-13.

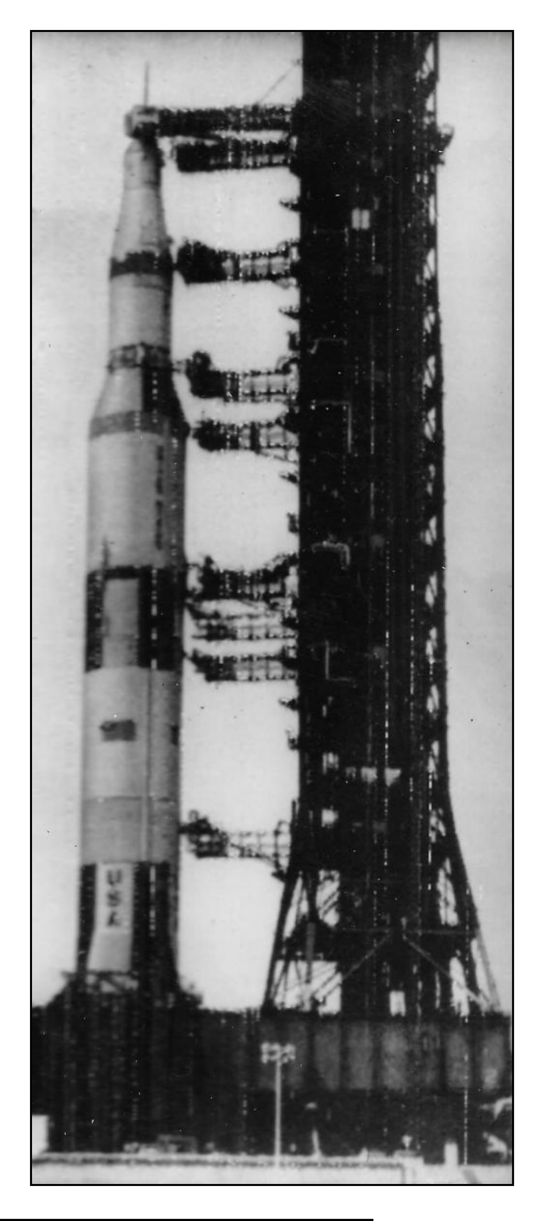
La tripulación del Apollo-14 estaba constituida por Alan Shepard (1923-1998) como comandante de la nave, quien había sido el primer astronauta de Estados Unidos en ir al espacio, a bordo de la nave Mercury-Redstone-3, como piloto del Módulo de Comando iría Stuart Roosa (1933-1994) que no tenía vuelos anteriores, y como piloto del Módulo Lunar Edgar Mitchell (1930-2016) que también, en esta ocasión sería su primer vuelo espacial, la denominación de las naves eran Kitty Hawk para el Módulo de Comando, en homenaje al primer vuelo con motor realizado por los hermanos Wright y el Módulo Lunar llevaría el nombre de Antares.





Roosa, Sheppard, Mitchell

El lanzamiento tuvo lugar el 31-01-1971, desde el Pad-39A de Cabo Kennedy, el despegue se produjo sin incidentes y al poco tiempo la nave se situaba en la órbita estacionaria para emprender el vuelo hacia la Luna.

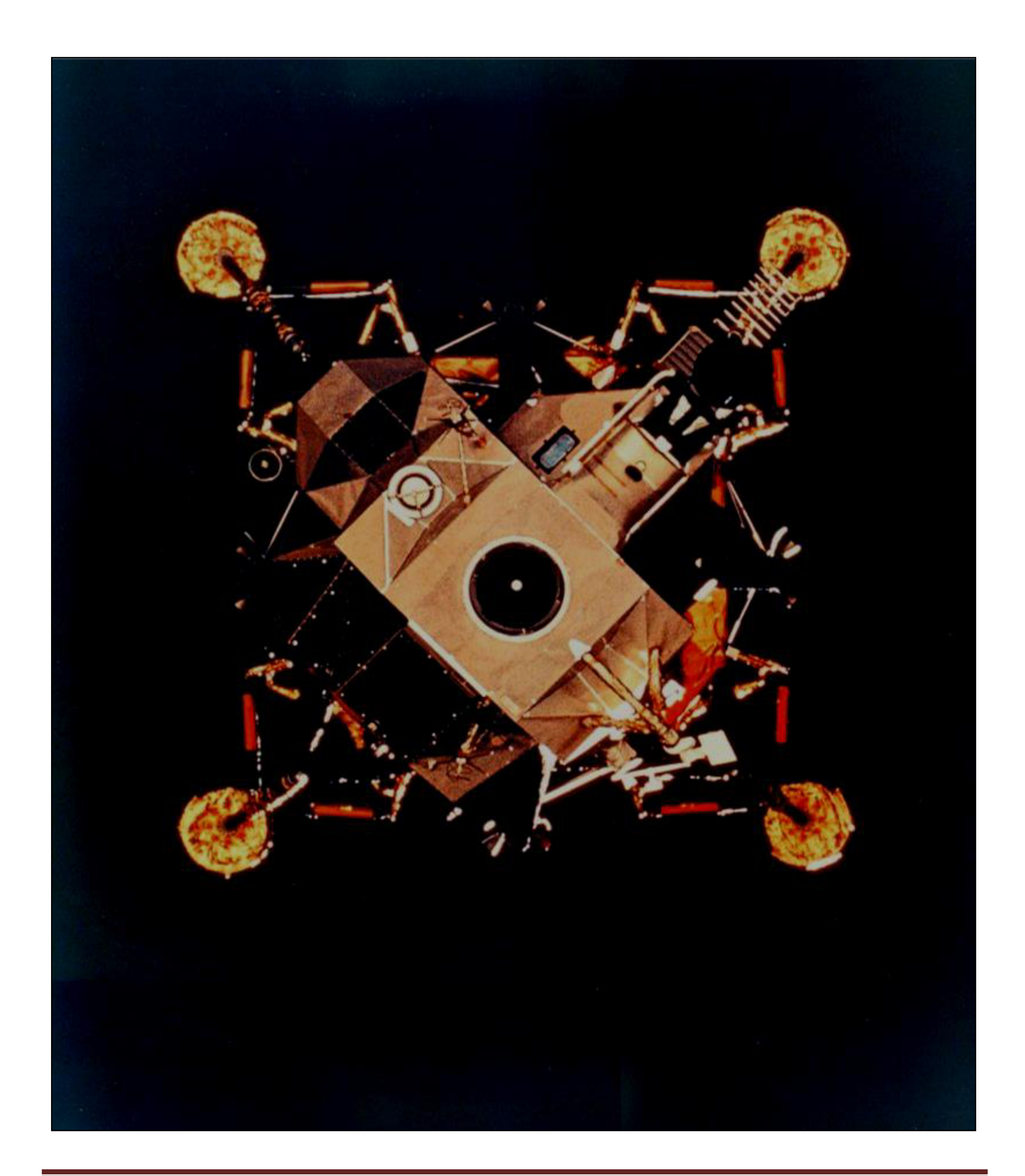


Una vez que el vehículo alcanzó la órbita, el S-IVB se apagó, y los astronautas realizaron controles de la nave espacial antes de reiniciar la etapa de inyección translunar (TLI) después de esta etapa, el Módulo de Comando y servicio se separó, y Roosa realizó la maniobra de transposición, dándole la vuelta para acoplarse al Módulo Lunar, cuando unió suavemente los módulos, el mecanismo de acoplamiento no se activó, hizo varios intentos durante las siguientes 2 Hrs; si el Módulo Lunar no se pudiera extraer de su lugar, no podía tener lugar ningún alunizaje, y con fallas consecutivas el Centro de Control de Misión propuso que lo intentaran de nuevo con la sonda de acoplamiento retraída, con la esperanza de que el contacto activara los pestillos, funcionó, y en una hora la nave espacial unida se había separado de la etapa S-IVB.

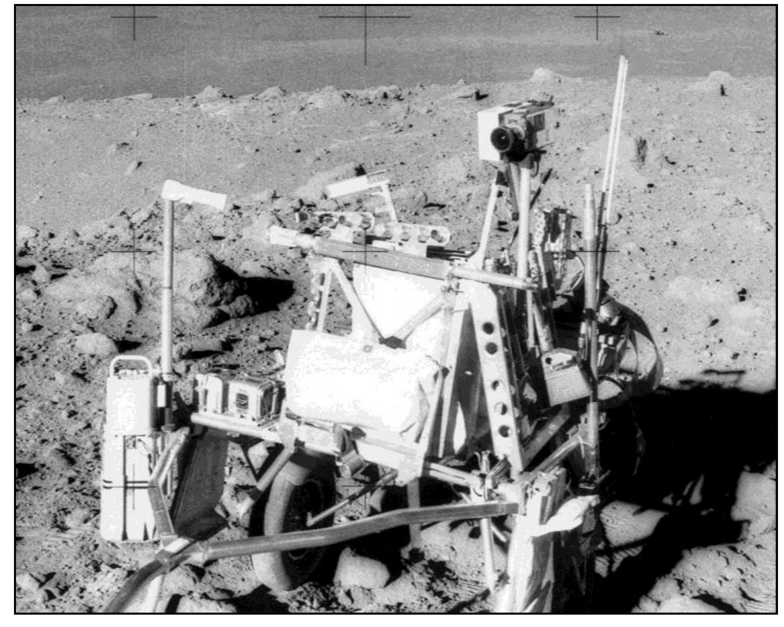
La tripulación se dispuso a emprender el viaje a la zona Fra Mauro, Shepard y Mitchell entraron en el Módulo lunar para comprobar sus sistemas; mientras estaban allí, fotografiaron un vertedero de aguas residuales del Módulo de Comando y Servicio como parte de un estudio de contaminación de partículas en preparación para las misiones Skylab, luego realizaron dos correcciones a mitad de camino, con encendidos que duraron 10,19 y 0,65 seg.

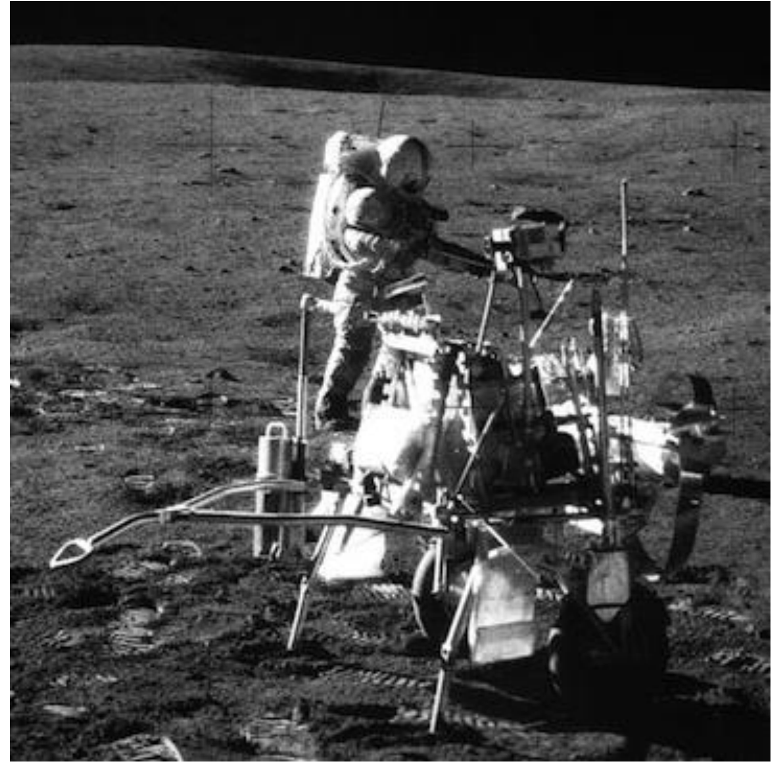
El objetivo principal era explorar la zona de Fra Mauro, una de las regiones montañosas de la Luna, y para ello debería aproximarse a la superficie más que ninguno de los vuelos anteriores, la nave quedó estabilizada en una órbita elíptica de 15x112 Km con el fin de que el Módulo Lunar tuviera el mínimo recorrido que efectuar, al cruzar por el punto más bajo de la órbita, Shepard y Mitchell a bordo del Módulo Lunar Antares se separaron y encendieron el motor de descenso.



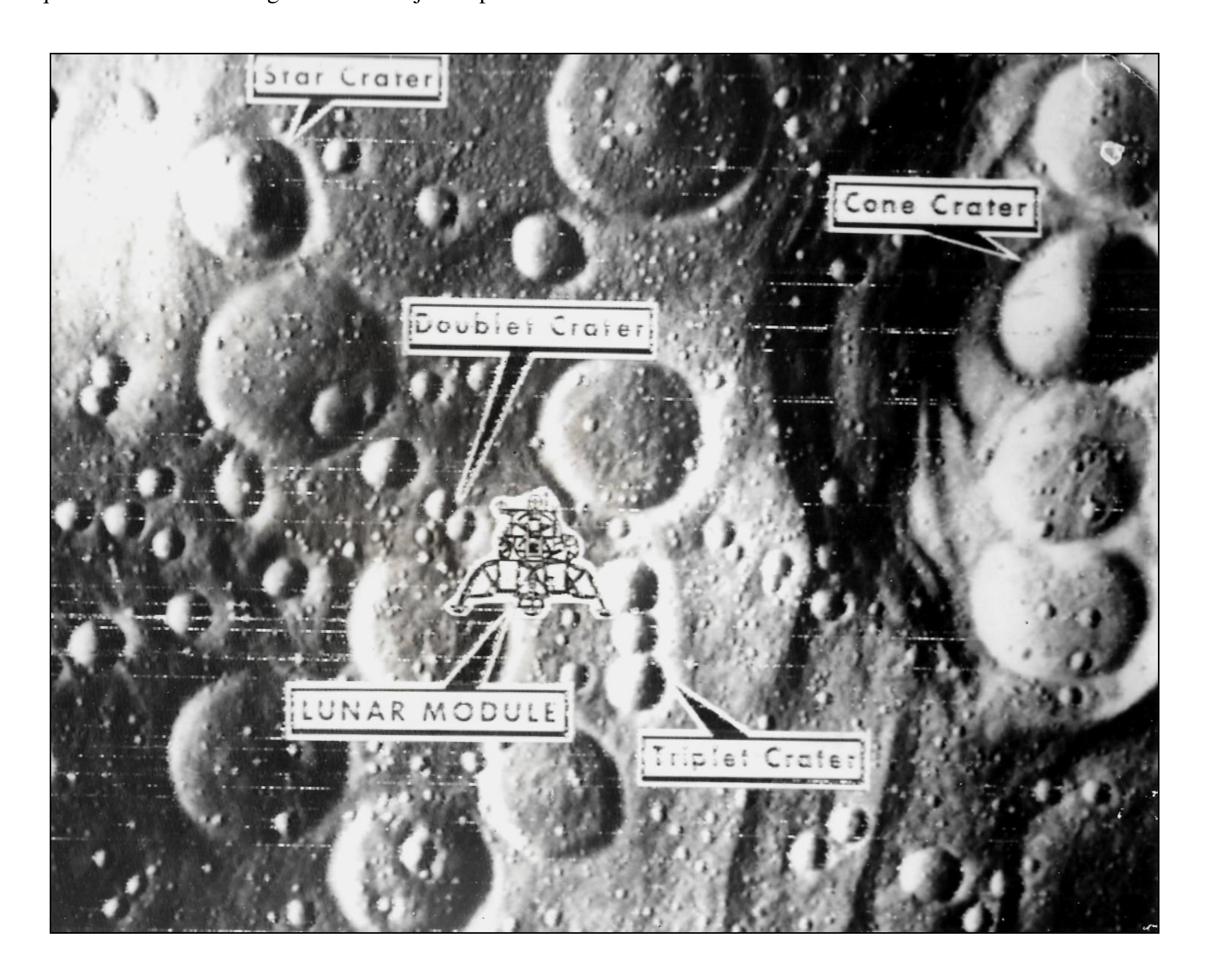


El contacto con la superficie lunar tuvo lugar el 05-02-1971, en un lugar muy próximo al punto fijado, a pesar de que las maniobras de alunizaje se vieron dificultadas por el accidentado relieve de la zona, para facilitar la labor de recogida de muestras lunares y transportar con mayor comodidad los instrumentos científicos destinados a la exploración, los astronautas disponían del Modularized Equipment Transport (MET) que era un carro de mano de dos ruedas (utilizado solo en el Apolo-14) destinado a permitir a los astronautas llevar herramientas y equipos con ellos y almacenar muestras lunares, sin necesidad de llevarlas, tenía 2,20 m de largo, 99 cm de ancho y 81 cm de alto, llevaba neumáticos de caucho presurizados desarrollados por Goodyear de 10 cm de ancho y 41 cm de diámetro, inflados con Nitrógeno y fue primer uso de neumáticos en la Luna; dos patas, combinadas con las ruedas proporcionaban estabilidad de cuatro puntos cuando estaba en reposo, completamente cargado, el MET pesaba alrededor de 75 Kg.





Entre los accidentes del terreno que se encontraban en las proximidades figuraba un punto de gran interés científico, el llamado Cráter del Cono, al que los astronautas deberían ascender por su inclinada pendiente exterior, el camino hacia el borde del cráter resultó lento y fatigoso a causa de las irregularidades del terreno, por lo que desde el Centro de Control de Houston se les ordenó interrumpir la prueba y regresar al Módulo Lunar antes de que las reservas de Oxígeno de sus trajes empezaran a escasear.



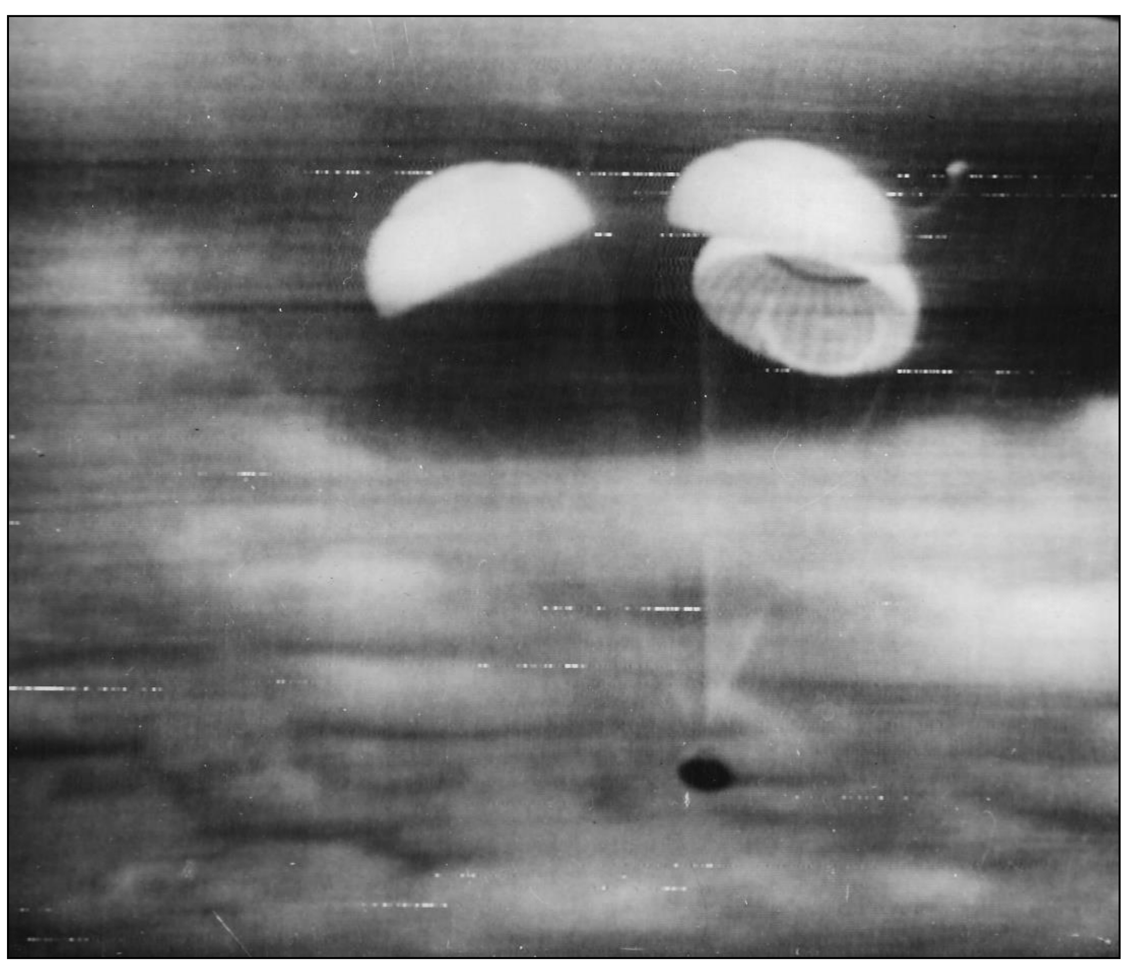
Las restantes experiencias desarrolladas en la Luna consistieron en la instalación de un reflector láser, destinado a medir con precisión la distancia entre la Tierra y el satélite, sismógrafos, magnetómetros una estación automática para el envío de datos y un generador nuclear como fuente de energía eléctrica para la alimentación de los diversos instrumentos, además se colocó un pequeño mortero preparado para disparar cuatro cargas explosivas a distancias diferentes, al ser accionado desde la Tierra y Edgard Mitchell instaló alrededor del Módulo Lunar una serie de 21 petardos que explotarían después del despegue permitiendo obtener mayor información sobre las características del subsuelo lunar.

Los dos astronautas despegaron de la superficie lunar con un total de 54,40 Kg de rocas lunares, acoplándose nuevamente con el Módulo de Comando para emprender el regreso hacia la Tierra; después del primer encuentro directo (primera órbita) en una misión de aterrizaje lunar; el acople tuvo lugar 1:47 Hrs después, a pesar de las preocupaciones basadas en los problemas de atraque al principio de la misión, fue exitoso en el primer intento, aunque el Sistema de Guía de Aborto del Módulo Lunar, utilizado para la navegación, falló justo antes de que las dos naves atracaran.

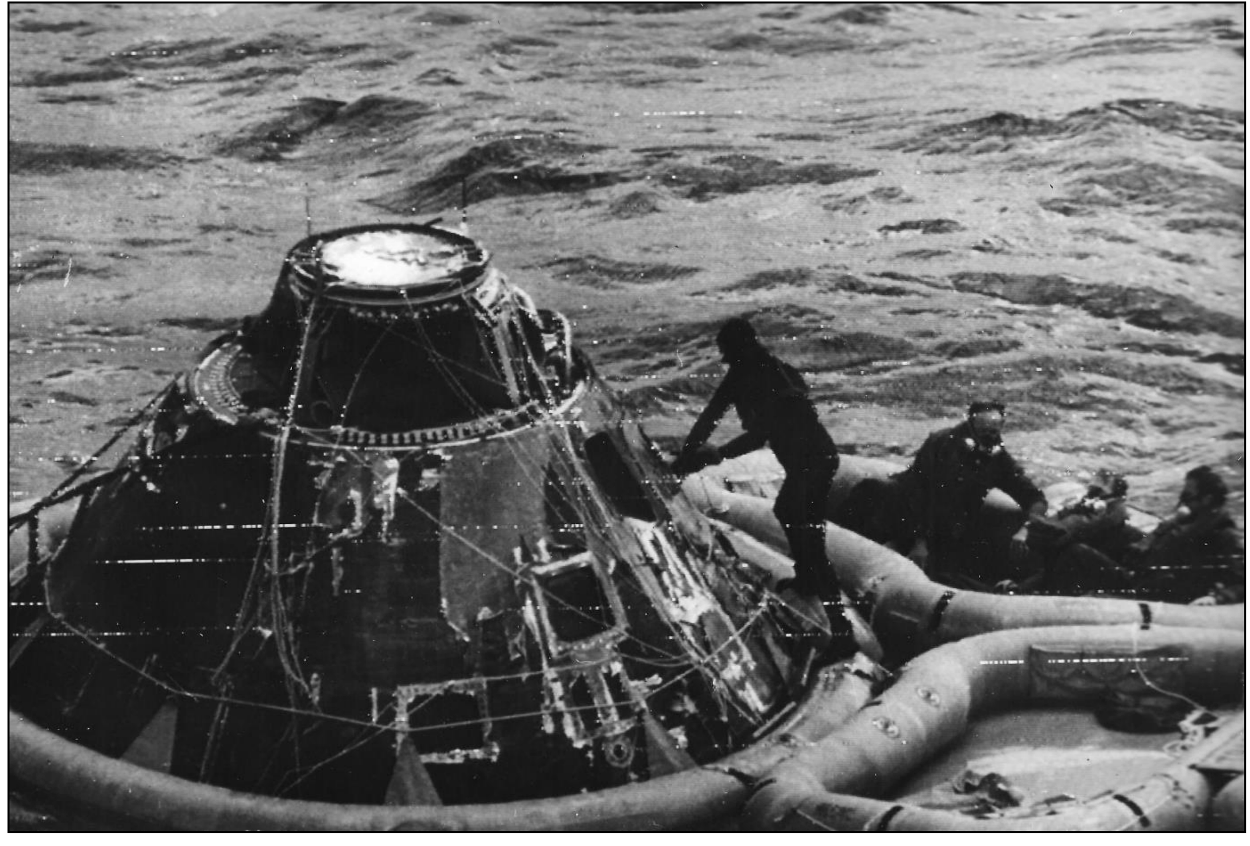
Durante el vuelo transterrestre, se realizaron dos pruebas del sistema de Oxígeno, una para garantizar que el sistema funcionaría correctamente con bajas densidades de Oxígeno en los tanques y la segunda para operar el sistema a un caudal alto, como sería necesario para los EVA en vuelo programados para el Apollo-15 y posteriores, además, se realizó un ejercicio de navegación para simular un regreso a la Tierra luego de una pérdida de comunicaciones, finalmente el Módulo de Comando acuatizó en el Océano Pacífico Sur el 9-02-1971, a 1400 Km al S de Samoa Americana, siendo recuperado por el barco USS New Orleans.

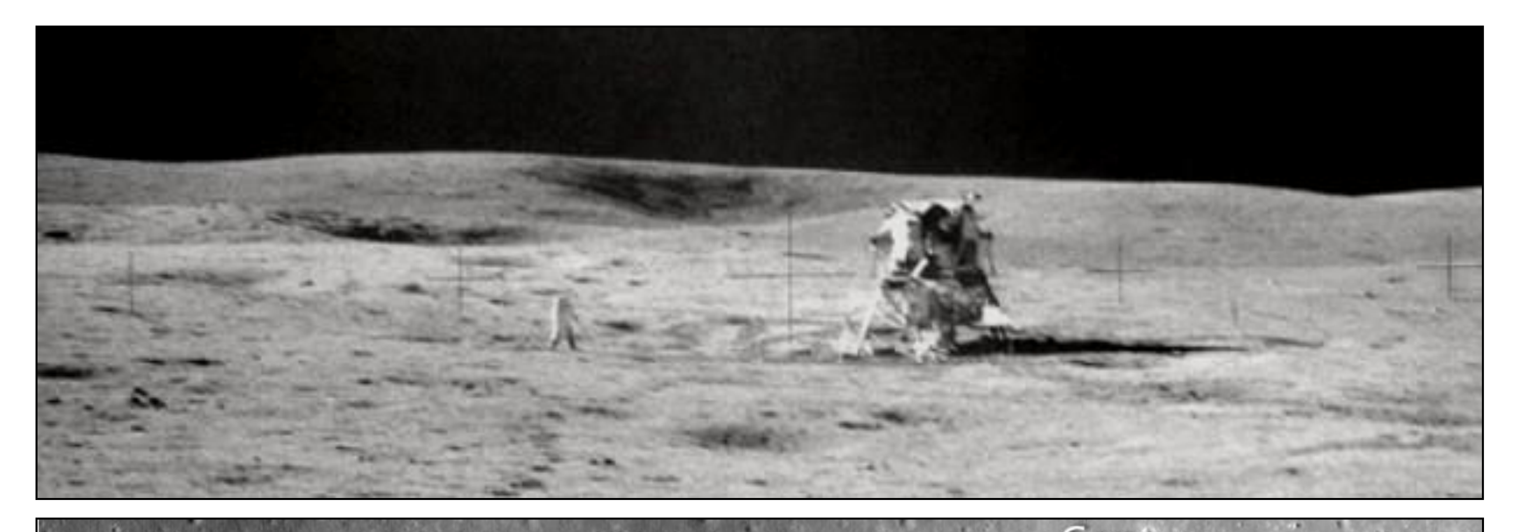
La tripulación fue trasladada al Aeropuerto Internacional Pago Pago, luego a Honolulu, luego a la Base de la USAF Ellington cerca de Houston en un avión que contenía un remolque de Instalación de Cuarentena Móvil antes de continuar con la cuarentena en el Laboratorio de Recepción Lunar, permaneciendo allí hasta el 27-02-1971 y fueron los últimos astronautas lunares en ser puestos en cuarentena a su regreso de la Luna.

Stuart Roosa, quien trabajó en la silvicultura en su juventud, tomó varios cientos de semillas de árboles en el vuelo, que germinaron después del regreso a la Tierra y se distribuyeron ampliamente por todo el mundo como árboles lunares conmemorativos.







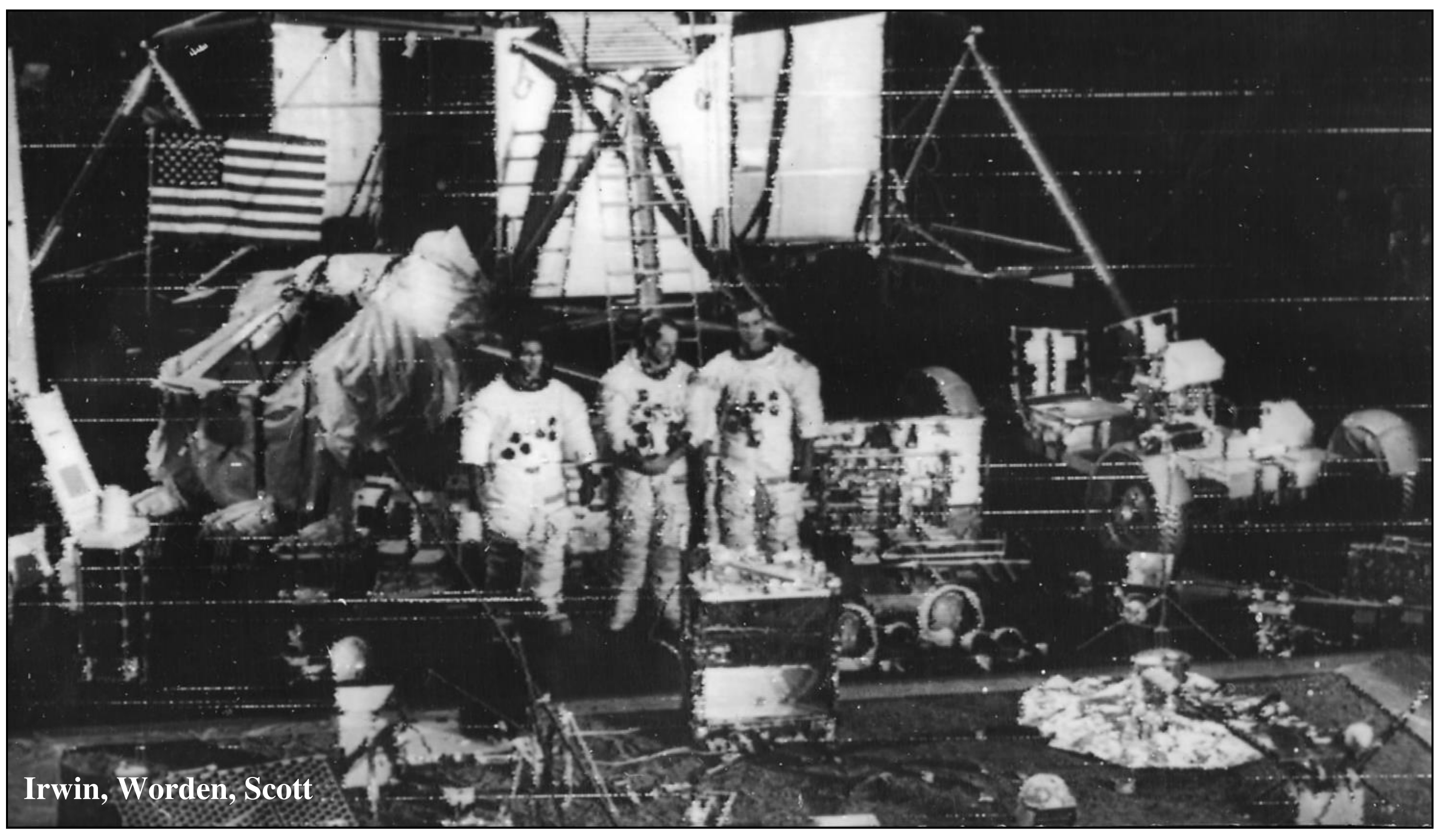


Cone Crater
Saddle Rock
Antares Descent Module
Flank Crater
Weird Crater
ALSEP
Triplet
200m

Apollo-15

La tripulación seleccionada para la misión del Apollo-15 estaba constituida por David Scott, que ya había volado al espacio a bordo de las naves Gemini-8 y Apollo-9 como comandante de la nave; Alfred Worden (1932-2020), como piloto del Módulo de Comando, y James Irwin (1930-1991), como piloto del Módulo Lunar, estos últimos no habían tenido ocasión de efectuar todavía ningún viaje por el espacio, el Módulo de Comando (CSM-115) sería bautizado con el nombre de Endeavour y el Módulo Lunar (ML-10) Falcon; los técnicos del KSC tuvieron algunos problemas con los instrumentos en la bahía del módulo de instrumentos científicos (SIM) del Módulo de Servicio, algunos instrumentos tardaron en llegar, y los investigadores principales o representantes de los contratistas de la NASA buscaron más pruebas o realizar pequeños cambios; los problemas mecánicos se debieron al hecho de que los instrumentos fueron diseñados para operar en el espacio, pero tuvieron que ser probados en la superficie terrestre, pero cosas como los brazos de 7,5 m para los espectrómetros de masa y de rayos α solo se pudieron probar usando equipos que intentaron imitar el entorno espacial, y, en el espacio, varias veces no se retrajo completamente el brazo del espectrómetro de masas; en el Módulo Lunar, los tanques de combustible y oxidante se ampliaron en las etapas de descenso/ascenso, y se extendió la tobera del motor en la etapa de descenso, también se agregaron baterías y celdas solares para aumentar la energía eléctrica, aumentando el peso del Módulo Lunar a 16 tn, siendo más pesado que los modelos anteriores.





Irwin, Worden, Scott

El despegue del conjunto Saturn-V/Apollo se efectuó con toda normalidad desde Cabo Kennedy el 26-07-1971, pocos minutos después el Apollo-15 se situaba en la órbita circular a unos 170 Km de altitud, aguardando la orden para emprender la trayectoria translunar; la cápsula donde se encontraban los astronautas, a pesar de que todas las operaciones del vuelo habían sido repetidas varias veces en experiencias anteriores, siempre podía surgir algún acontecimiento imprevisto que pusiera en peligro la misión, en esta ocasión el mayor problema tuvo lugar a las 3 hrs del lanzamiento por un cortocircuito en el sistema eléctrico del motor principal que provocó angustia entre los técnicos, de no lograrse una solución rápida se verían obligados a cancelar el intento de alunizaje, por suerte, las pruebas de encendido del motor mediante el circuito de reserva fueron satisfactorias y tras proceder a efectuar una ligera corrección en la trayectoria de la nave se decidió continuar con el plan de vuelo previsto.



Una vez situados en las proximidades de la Luna los astronautas pusieron en funcionamiento un complejo laboratorio científico, su objetivo principal residía en la confección de un minucioso mapa de la superficie lunar mediante un equipo de cámaras fotográficas y otros instrumentos que medían la intensidad radiactiva del terreno sobre el que sobrevolaban; el 30-07, Irwin y Scott entraban en el Módulo Lunar y comenzaban su descenso hacia el punto de alunizaje, que se encontraba situado en la base de la cadena montañosa más alta de la Luna, los Apeninos Lunares; las maniobras de descenso se efectuaron prácticamente a ciegas, ya que la visibilidad desde el Módulo Lunar quedó anulada por las nubes de polvo levantadas por el motor al posarse sobre la superficie.



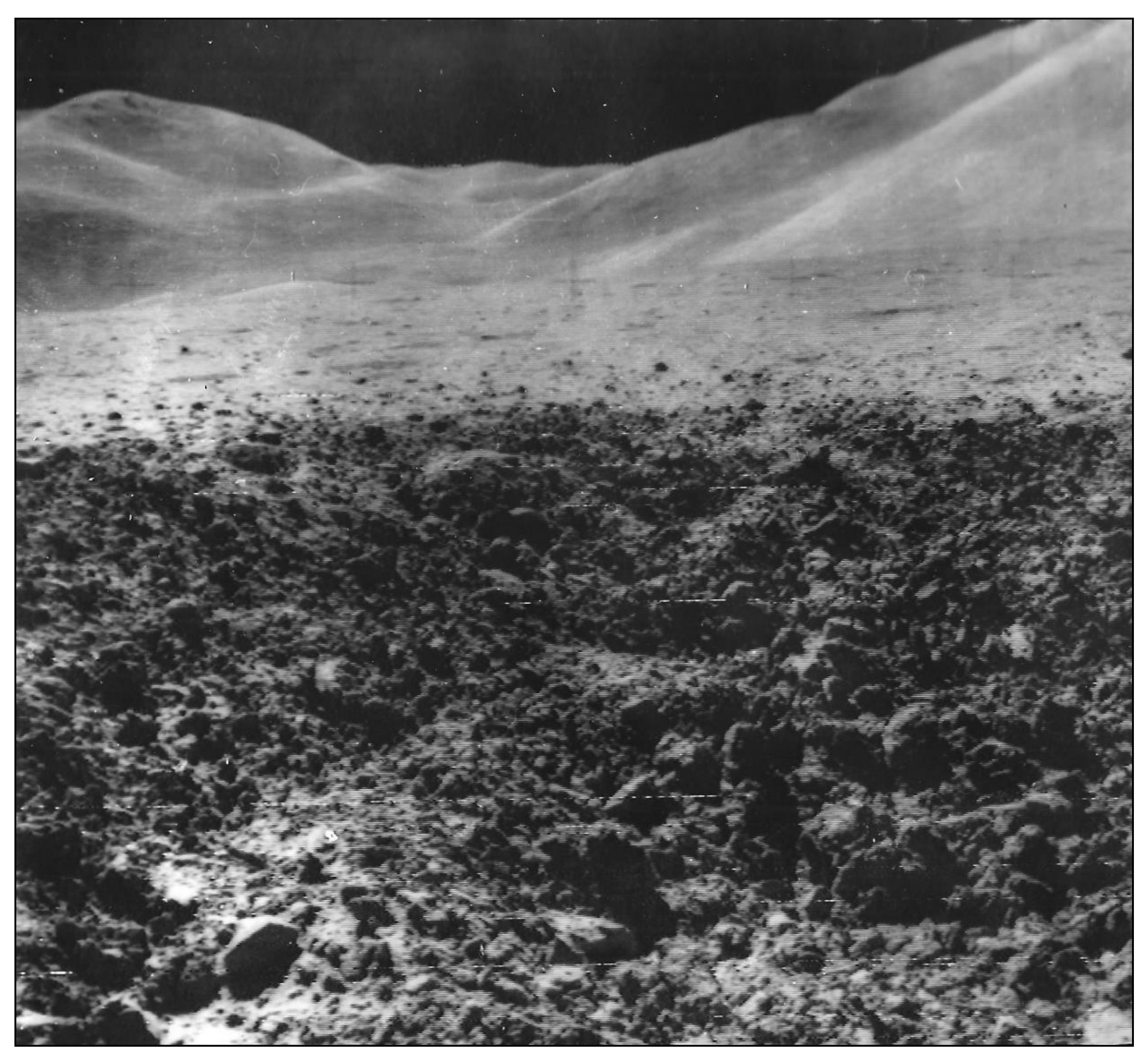


Finalmente alunizaron a unos 500 m del lugar de aterrizaje planificado en Hadley-Apennine. Hadley Rille es un canal de lava lunar y los Apeninos forman parte del borde de la cuenca de impacto Imbrium, esta, de más de 1100 Km de diámetro, es la segunda cuenca de impacto más grande y una de las más jóvenes en la Luna, el sitio de alunizaje tenía el doble propósito de tomar muestras de material volcánico de Hadley Rille y las llanuras basálticas adyacentes y obtener materiales de las laderas más bajas del delta del monte Hadley, que forma parte de las montañas de los Apeninos. Se esperaba que el impacto de Imbrium hubiera levantado material de las profundidades de la corteza lunar, que luego sería accesible en la superficie del delta del monte Hadley. El sitio de aterrizaje alternativo principal que se consideró fueron las inusuales cúpulas volcánicas en Marius Hills. Sin embargo, se consideró que los objetivos geológicos en Hadley-Apennine eran más importantes. Además, Hadley-Apennine proporcionó una mejor distribución general para los experimentos geofísicos que se implementaron en cada misión Apollo, las montañas de los Apeninos se encuentran a 3000 m de altura al E del lugar de alunizaje, lo que requería una aproximación de aterrizaje inusualmente empinada.

Luego de descender en el suelo lunar, Irwin y Scott desplegaron los instrumentos científicos y el primer vehículo rover lunar que llegaría en una misión Apollo y que se encontraba dentro de un compartimiento en el Módulo Lunar, al poco tiempo los astronautas se encontraban recorriendo la Luna a una velocidad de 10 Km/h, el manejo del vehículo resultó ser extremadamente fácil, como también su adaptabilidad al irregular terreno lunar.



Los astronautas del Apollo-15 pasaron un total de 67 hrs en la superficie lunar y realizaron tres actividades extravehiculares (EVA) por un total de 18:35 hrs, además, Scott realizó fotografías, mirando por la trampilla superior del Módulo Lunar para obtener un panorama fotográfico completo del lugar de alunizaje y utilizando un teleobjetivo de 500 mm para primeros planos de alta resolución de características seleccionadas.

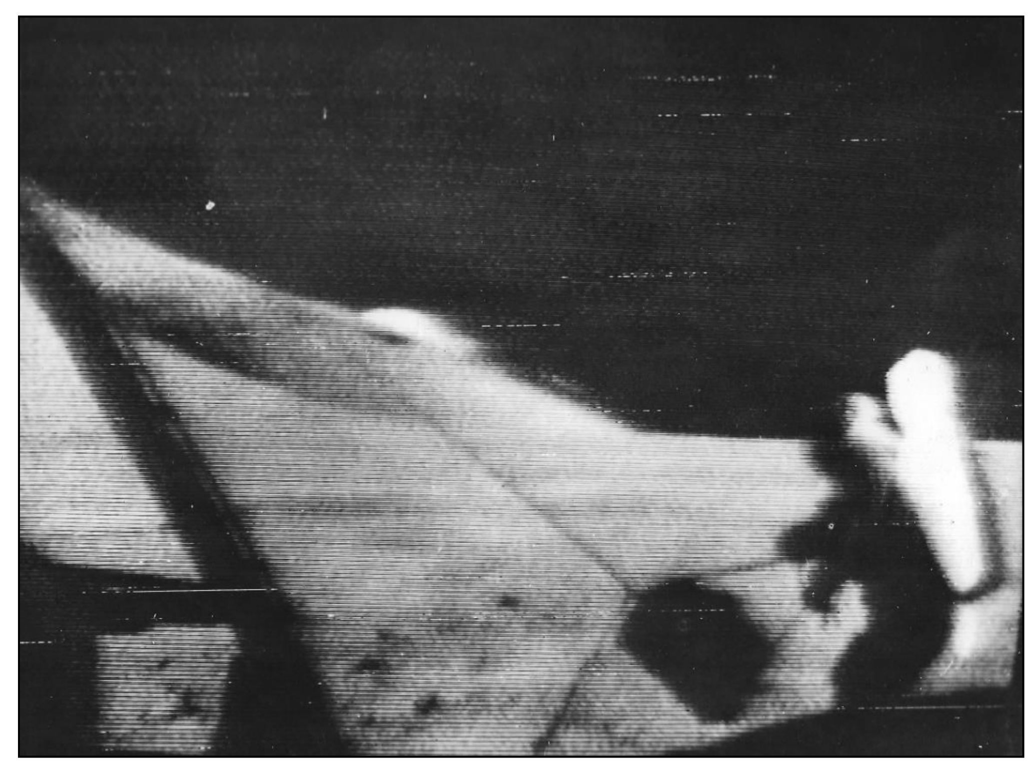


Al comienzo del primer EVA, que duró 6:33 hrs, la tripulación utilizó el rover lunar, lo que amplió la distancia en que se podía viajar desde el Módulo Lunar y aumentó la cantidad de equipo científico y muestras que se podían transportar, además, una cámara de TV que se controlaba desde la Tierra proporcionaba al Control de Mission, en Houston una capacidad mejorada para monitorear y dirigir la exploración de la tripulación en cada sitio de recolección de muestras; luego los astronautas se dirigieron a lugares a lo largo de Hadley Rille y en la base de la escarpa de la montaña al S-O del lugar de alunizaje, las rocas basálticas recolectadas son químicamente similares a las recolectadas por la misión Apollo 12 y se formaron hace unos 3300 millones de años.

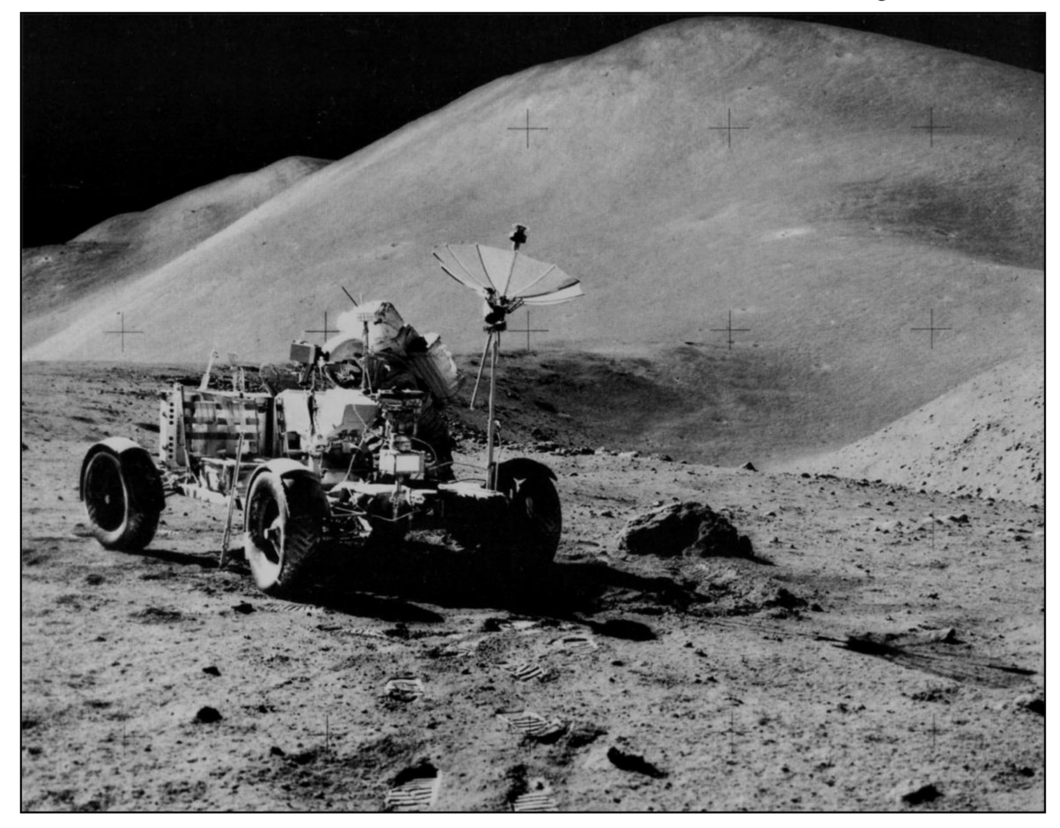
Durante la parte final de la EVA, la tripulación comenzó a desplegar el paquete de experimentos ALSEP, que incluía un sismómetro, magnetómetro, equipo para medir el viento solar y un experimento para medir el calor que emana del interior de la Luna, el Experimento de Flujo de Calor requirió perforar un núcleo profundo en la Luna, pero esto resultó inesperadamente difícil y requirió tiempo de la tripulación en los tres EVA para completar el trabajo necesario.

En la segunda actividad extravehicular, que duró 7:12 hrs, la tripulación se dirigió hacia el S, hasta el delta del monte Hadley, alcanzando una altura de unos 100 m sobre las llanuras donde alunizaron, aunque el rover manejó el ascenso con facilidad, a la tripulación le resultó difícil trabajar en la pendiente empinada. Sin embargo, esta fue una travesía geológicamente muy productiva, se recolectaron dos rocas que consisten en una mezcla de material que se derritió durante el impacto de la cuenca de Imbrium y material que se formó al menos a una profundidad de 20 Km en la corteza antes del impacto de Imbrium, durante esta EVA la tripulación también recolectó la roca Génesis, llamada así porque es una amortosita (casi 100 % plagioclasas, probablemente proveniente del océano de magma muy temprano en la historia lunar)





En la tercer salida, que duró 4:50 hrs, la tripulación primero completó la extracción de la muestra de núcleo profundo y luego condujo el rover a ubicaciones a lo largo de Hadley Rille al O del lugar de alunizaje, debido al tiempo requerido para recolectar la muestra del núcleo y la necesidad de mantener el tiempo programado para el despegue lunar, se tuvo que cancelar una parada planificada en el Complejo N, una posible estructura volcánica, el consenso del equipo científico de la misión fue que el esfuerzo requerido para recolectar el núcleo profundo valió la pena el tiempo que tomó, el análisis del núcleo en el Laboratorio de Muestras Lunares mostró al menos 42 capas distintas hasta una profundidad de 2,4 m por debajo de la superficie, la capa más profunda y más antigua se formó hace entre 420 y 750 millones de años, Scott e Irwin recolectaron un total de 77,3 Kg de muestras lunares.





Durante el alunizaje del Apollo-15, el piloto del Módulo de Comando Alfred Worden permaneció en órbita lunar operando un nuevo conjunto de experimentos orbitales, incluidas cámaras de mapeo de alta resolución, un altímetro láser para medir la topografía lunar y varios experimentos para mapear por regiones las variaciones en la composición química de la Luna, también hizo observaciones visuales de la superficie lunar, que jugó un papel clave en la selección del lugar de alunizaje de la misión Apolo-17, en la última órbita antes de partir de la Luna, la tripulación desplegó un pequeño subsatélite, que permaneció en la Luna para continuar haciendo mediciones de los campos magnéticos, gravedad lunar y de las partículas cargadas; durante el viaje de regreso, Worden hizo una actividad extravehicular para recoger los cassetes de película de las cámaras de mapeo, que estaban ubicadas en el Módulo de Instrumentos Científicos, que formaba parte del Módulo de Servicio.

La tripulación amarizó en el Océano Pacífico al N de Hawaii, después de un vuelo de 12 días y 7 hrs, aunque un paracaídas no se desplegó por completo, los dos paracaídas restantes proporcionaron un acuatizaje con una velocidad bastante mayor de la prevista pero sin que se produjera ningún incidente de consecuencias graves, finalmente los equipos de rescate del portahelicópteros Okinawa procedieron a la operación de subir a la nave y a los astronautas, las tripulaciones de las misiones Apollo anteriores debían permanecer en cuarentena biológica durante 21 días para evitar una posible contaminación de la Tierra por organismos lunares, requisito que fue eliminado a partir de la misión Apolo-15 porque las misiones anteriores no habían proporcionado evidencia de organismos lunares vivos.

Apollo-15 llevó consigo un pequeño trozo de madera del barco Endeavour del capitán James Cook (famoso por sus tres viajes entre 1768 y 1779 en el Océano Pacífico y Australia, durante los cuales logró el primer contacto europeo registrado con la costa E de Australia y las islas Hawaianas, como también la primer circunnavegación registrada de Nueva Zelanda) mientras que el Módulo Lunar llevó dos plumas de halcón, en reconocimiento al servicio de la tripulación en la USAF.





ALSEP
LRV
Descent Stage
50 m

Apollo-16

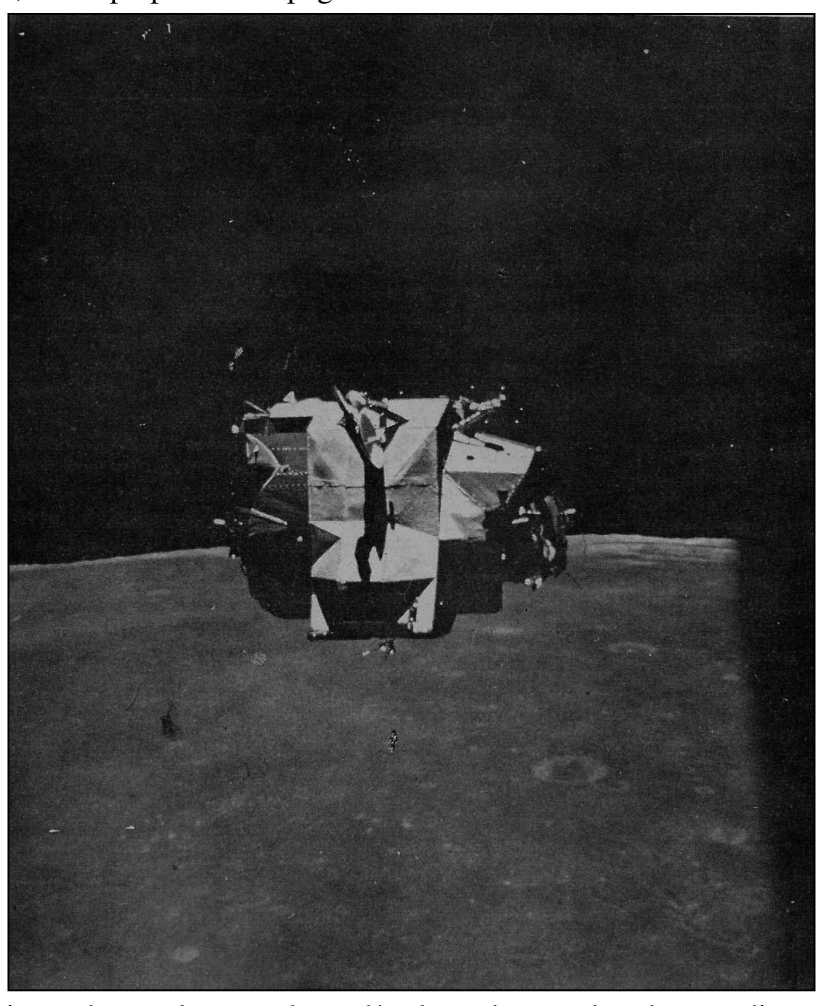
Su lanzamiento se llevó a cabo el día 16-04-1972 desde la plataforma LC-39A de Cabo Cañaveral, la tripulación estaba compuesta por John Young (1930-2018) como comandante, que tenía una amplia experiencia por haber volado en las misiones Gemini-3, Gemini-10 y Apollo-10 como piloto del Módulo de Comando iría Thomas Mattingly II, que realizaría su primer vuelo tripulado, ya que a pesar de haber figurado como miembro de la misión Apollo-13, se vio sustituido a última hora a causa de haber contraído la rubeola, como piloto del Módulo de Comando iría Charles Duke, también sin experiencia en anteriores vuelos espaciales, en esta misión al Módulo Lunar se lo denominó Orión y al Módulo de Comando se lo denominaría Casper.



Mattigly II, Young, Duke



El despegue se atrasó un mes, del 17-03 al 16-04, siendo el primer retraso en despegue provocado por un problema técnico, durante el retraso existían preocupaciones sobre el mecanismo explosivo diseñado para separar el anillo de anclaje del Módulo de Comando, principalmente que este no crearía suficiente presión para cortar el anillo completamente, esto, junto con una cantidad de problemas en el traje espacial de Young y fluctuaciones en la capacidad de las baterías del Módulo Lunar, llevó a que se realizara una investigación para solucionar los problemas; en enero de 1972, un tanque de combustible en el Módulo de Comando fue dañado durante una prueba normal, el cohete regresó al Edificio de Ensamblaje Vertical y se reemplazó el tanque, finalmente conjunto Saturn-V regresó a la plataforma de lanzamiento en febrero, a tiempo para el despegue.



La primera fase del vuelo transcurrió con total normalidad desarrollándose el rutinario intercambio de comunicaciones entre la cápsula y el Centro Espacial Houston, mientras los astronautas llevaban a cabo su plan de trabajo y ofrecían diversas emisiones de TV desde el Módulo de Comando, en órbita terrestre, la tripulación tuvo problemas técnicos menores, incluyendo un problema potencial con el sistema de control de ambiente y el sistema de control de ángulo de la 3° etapa, pero eventualmente resolvieron o compensaron los problemas en preparación para salir hacia la Luna, el 20-04 la nave alcanzaba la órbita lunar prevista y los astronautas Young y Duke, tras revisar los instrumentos del Módulo Lunar, ocupaban sus puestos y se separaban de la nave principal dispuestos a iniciar el descenso a la superficie del satélite, mientras Mattingly permanecía en órbita aguardando su regreso y tomando nuevas imágenes del terreno por el que sobrevolaba, mientras las dos naves viajaban en formación, Mattingly efectuó una comprobación del encendido del motor principal del Apollo y vio con sorpresa que éste no respondía a los mandos.

La situación era sumamente crítica, el funcionamiento de aquel motor dependía el que los tres hombres pudiesen regresar a la Tierra, al conocer el problema en el Centro de Control Houston se decidió retrasar el alunizaje hasta que se encontrase una solución, ya que este vehículo podría permitir traer de vuelta a los astronautas utilizándolo de la misma manera que ocurrió con la misión Apollo-13.

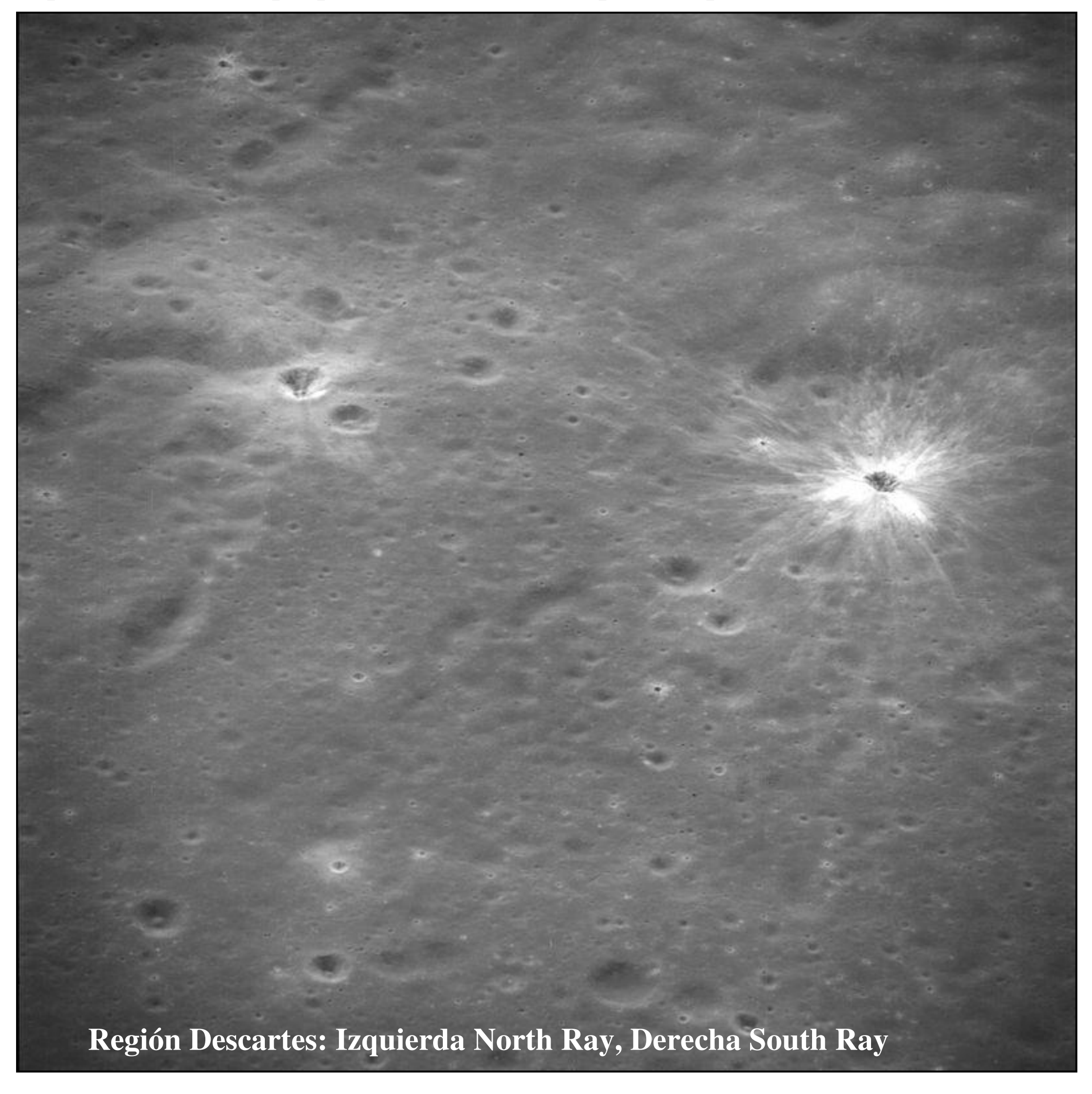
Tras incesantes esfuerzos por localizar las causas del fallo del motor sirviéndose de los equipos duplicados que la NASA tenía instalados en Centro de Control, los ingenieros de vuelo consiguieron localizar el problema y enviar las órdenes oportunas para su reparación, el encendido del motor en el momento preciso quedaba garantizado y la única consecuencia del incidente consistió en que el alunizaje se llevó a cabo con un retraso de 6 horas sobre el tiempo previsto.



Los astronautas comenzaron su descenso a la superficie a una altitud de 20 Km (mayor que la de cualquier misión anterior), a una altitud de 4 Km, Young pudo ver el sitio de alunizaje completamente, la propulsión del cohete de alunizaje del Módulo Lunar ocurrió a tiempo y la nave se orientó en posición de alunizaje a una altitud de 2,2 Km, llegando a un punto en la superficie a 270 m al N, y 60 m al O del sitio planeado.

Se consideraron principalmente dos ubicaciones de alunizaje; la región de las Tierras Altas de Descartes al O del Mare Nectaris y el cráter Alphonsus, en Descartes, las formaciones Cayley y Descartes fueron las zonas de interés principales que, según imágenes telescópicas y orbitales, podrían haber sido formado por un magma más viscoso que el que formó la Maria lunar, se determinaron tres objetivos principales para Alphonsus: la posibilidad de material pre-impacto Imbrium de la pared del cráter, la composición del interior del cráter y la posibilidad de actividad volcánica masiva en la base del cráter, a pesar de esto, los geólogos temían que este material pudiera haber sido contaminado por el impacto Imbrium, así impidiendo que la misión obtuviera material de antes del impacto, también existía la posibilidad de que las muestras traídas de regreso las misiones Apollo-14 y Apollo-15 resolvieran esas dudas, ya que aún no se había terminado de analizarlas.

Con la asistencia de fotografías orbitales tomadas por la misión Apollo-14, se concluyó que el sitio Descartes era lo suficientemente seguro para un alunizaje tripulado, en particular estaba entre dos cráteres de impacto jóvenes denominados North Ray y South Ray, proporcionando unos agujeros naturales que pasaban a través del regolito lunar del sitio, exponiendo la base que podría ser muestreada por la tripulación.



Región Descartes: Izquierda North Ray, Derecha South Ray

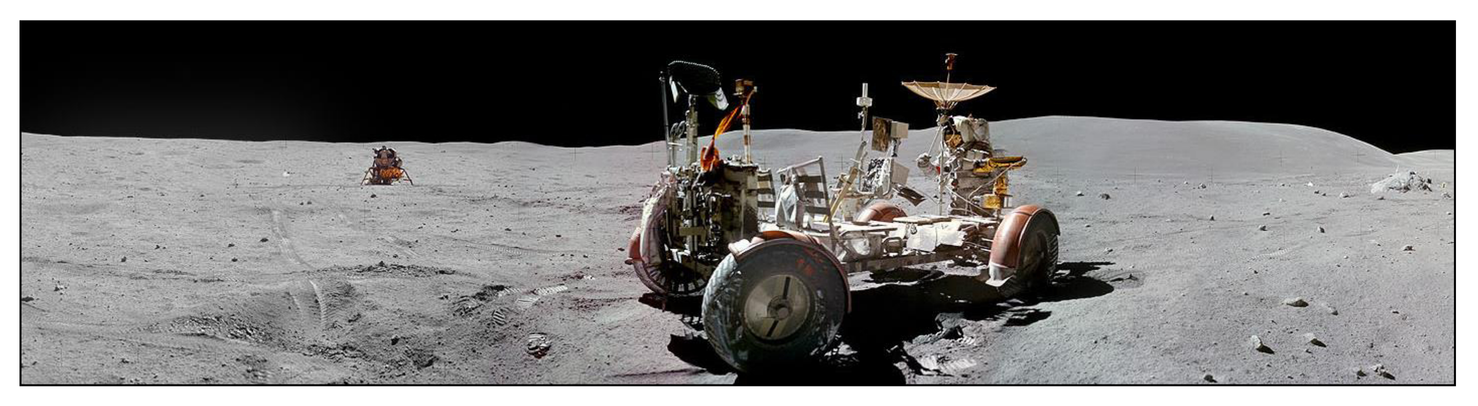
Luego de alunizar, los astronautas comenzaron a apagar algunos de los sistemas para conservar la batería, al terminar los ajustes iniciales, iniciaron sus observaciones geológicas del área de alunizaje inmediata, el retraso en el alunizaje causó que se tuvieran que hacer modificaciones significativas al plan de vuelo, Apollo-16 se quedaría en órbita lunar un día menos después de que se completara la exploración lunar para que la tripulación tuviera más tiempo en caso de una emergencia y para que pudieran ahorrar sus recursos.

Después de que ambos astronautas se habían puesto sus trajes espaciales y despresurizado la cabina, Young salió del Módulo Lunar a una pequeña plataforma arriba de la escalera, Duke le dio a Young una bolsa llena de basura para deshacerse de ella en la superficie y procedió a bajar la Bolsa de Transferencia de Equipo, la cual contenía todo el equipo que se usaría durante la actividad extravehicular a la superficie.

La tarea de los astronautas durante su primera caminata lunar sería descargar el rover lunar, el espectrógrafo cámara UV lejana (continuación de un experimento realizado en la misión Apolo-15, la fotografía UV de la Tierra y la Luna, permitiría la comparación de fotografías UV y en color en circunstancias equivalentes, los resultados se aplicaron a observaciones telescópicas de los planetas, se utilizó una cámara de 70 mm con 4 filtros que tenían bandas de paso entre 255 y 400 nanómetros, un estudio de las imágenes devueltas de la Luna mostró poca pérdida de detalle en las longitudes de onda más cortas observadas en fotografías telescópicas UV de Marte. Las fotos de la Tierra mostraron la esperada disminución del detalle con longitudes de onda más cortas provocada por el aumento de la opacidad de la atmósfera de la Tierra en las longitudes de onda UV) y otros equipos, al conducir el rover lunar por primera vez, Young descubrió que la dirección trasera no estaba funcionando, la siguiente orden del día era desplegar el ALSEP; mientras estacionaban el rover lunar, en el cual la cámara de TV estaba montada, para observar el despliegue, la dirección trasera comenzó a funcionar de nuevo.

Después de desplegar el ALSEP, recolectaron muestras y manejaron a la primera parada geológica, el Cráter Plum, un cráter de 35 m de diámetro al borde del Cráter Bandera (240 m de diámetro) a una distancia de 1.4 Km del sitio de alunizaje, muestrearon el material de la vecindad del Cráter Bandera, el cual los científicos pensaban penetraba la capa de regolito superior hasta la Formación Cayley debajo de ella, Young recogió, bajo petición del Centro de Control de Misión, la roca más grande obtenida por una misión Apollo.

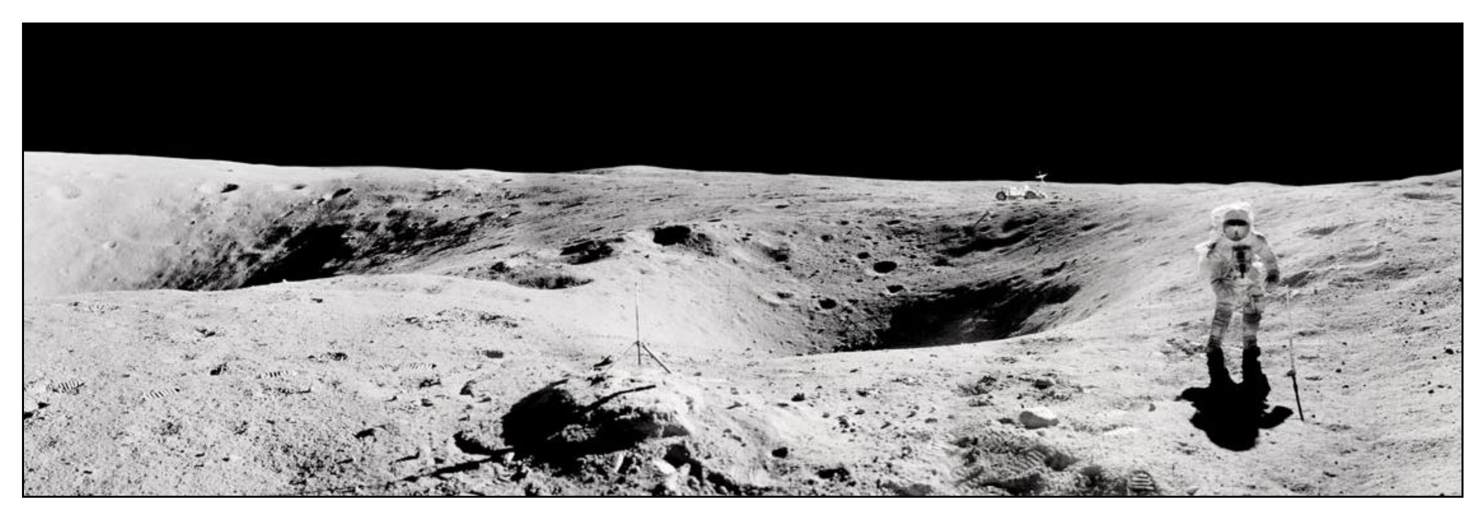
La siguiente parada del día era el Cráter Buster, a alrededor de 1.6 Km del sitio de alunizaje, allí se tomaron fotografías de la Montaña de Piedra y el Cráter South Ray y se desplegó un experimento de campo magnético, en ese momento, los científicos comenzaron a reconsiderar su hipótesis pre-misión de que Descartes había sido un centro volcánico antiguo, ya que ninguno de los dos astronautas había encontrado material volcánico, después de su parada en el Cráter Buster, Young realizó un manejo demostrativo del rover lunar mientras que Duke lo grababa con una cámara de cine de 16 mm, después de completar más experimentos en el ALSEP, regresaron al Módulo Lunar terminando la caminata lunar, una vez adentro, re-presurizaron la cabina, tuvieron una junta de media hora con los científicos de Control de Misión, y configuraron a la cabina para el periodo de dormir.



El objetivo principal de la segunda excursión lunar era visitar la Montaña de Piedra, escalar al pico de alrededor de 20° para llegar a un área con cinco cráteres conocidos como los Cinco Cráteres a 3.8 Km del sitio de alunizaje, los astronautas reunieron muestras de la vecindad, luego de permanecer en la montaña por 54 min, descendieron al rover lunar para ir camino a la segunda parada del día, un cráter de 20 m de diámetro. Ahí esperaban encontrar material de Descartes que no había sido contaminado por material expulsado cuando se creó el Cráter South Ray, un cráter grande al S del área de alunizaje.



La siguiente parada era un cráter de 10 m, donde los astronautas podrían obtener muestras de la Formación Cayley como evidencia del piso más sólido que encontraron ahí y luego llegaron al flanco inferior de la Montaña de Piedra, donde muestrearon el material del Cráter South Ray y también recolectaron brechas blancas y negras, y pequeñas rocas cristalinas ricas en plagioclasas, en un área conocida como el “Espacio Vacío", en el cual se creía que existía material expulsado de South Ray, duraron 40 min recolectando muestras; luego llegaron a la última parada del día, a medio camino del sitio de ALSEP y el Módulo Lunar, allí realizaron varias pruebas con un penetrómetro a lo largo de una línea de 50 m al E del ALSEP, bajo petición de los astronautas, la caminata fue extendida por 10 min.



Durante la tercera y última excursión, fueron a explorar el Cráter North Ray, el más grande de los cráteres visitado en las misiones Apollo, en esta ocasión el manejo del rover fue más suave que el del día anterior, ya que los cráteres eran menos profundos y las rocas grandes eran menos abundantes al N del área de alunizaje inmediata.

Al llegar al borde del cráter (4.4 Km del sitio de alunizaje) los astronautas tomaron fotografías del cráter de 1 Km de diámetro por 230 m de profundidad, visitaron una roca de gran tamaño, las muestras obtenidas descartaron cualquier posibilidad de que la hipótesis pre-misión de actividad volcánica fuera real, la roca tenía muchas marcas parecidas a aquellas que dejarían los micrometeoritos al impactarla, luego fueron a un campo de rocas grandes a alrededor de 500 m de North Ray, llegando a una roca de 3 m de altura para tomar muestras de superficie que se encuentra en sombra permanente, los astronautas regresaron al Módulo Lunar donde completaron varios experimentos, a una corta distancia del Módulo Lunar, Duke había colocado en la superficie lunar una fotografía de su familia y una medalla conmemorativa de la USAF, Young manejó el rover lunar a unos 90 m al E del Módulo Lunar para que su cámara de TV, controlada remotamente por el Centro de Control de Misión, pudiera observar el despegue desde la Luna de Apollo 16.



A los 6 min después del despegue desde la superficie, el Módulo Lunar llegó a la órbita para el encuentro con el Módulo de Comando, para minimizar la transferencia de polvo lunar los astronautas limpiaron la cabina antes de abrir la puerta separando las dos naves, una vez completa la transferencia de los astronautas y muestras de suelo lunar se expulsaría el Módulo Lunar hacia la superficie de la Luna donde se estrellaría; después de hacer las revisiones finales, la etapa de ascenso vacía del Módulo Lunar sería expulsada, debido a que se les olvidó activar un interruptor antes de expulsar el Módulo Lunar, inicialmente se agitó después de la separación y no realizó la propulsión necesaria para que regresara a la superficie Lunar, la etapa de ascenso eventualmente se estrelló contra la superficie lunar casi un año después de la misión; la siguiente misión era liberar un satélite en órbita Lunar desde la Bahía de Instrumentos Científicos del Módulo de Comando y Servicio, la propulsión para modificar la órbita del Módulo de Comando a aquella deseada para el satélite había sido cancelada, como resultado, el satélite sólo duro la mitad del tiempo anticipado.

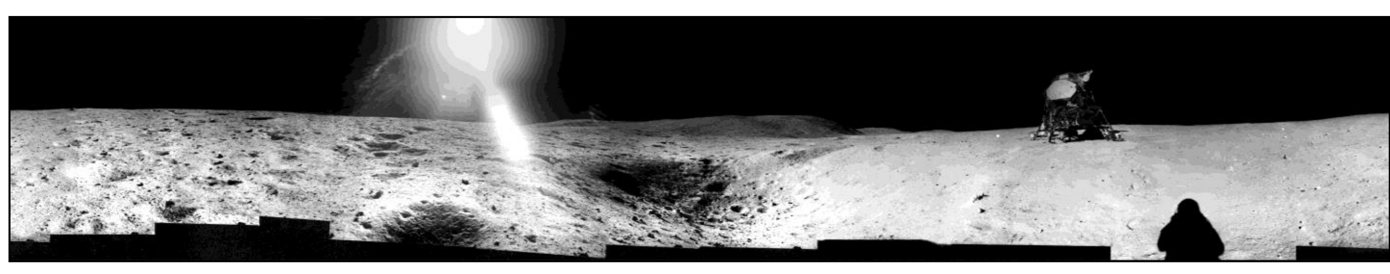
A una distancia de aproximadamente 315000 Km de la Tierra, Mattingly realizó una actividad extravehicular en la que retiró varios cassetes de video de la Bahía de Instrumentos Científicos del Módulo de Comando, también se realizaron tres experimentos biomédicos, estos fueron el biostack, un experimento para estudiar los efectos biológicos de la radiación cósmica galáctica; el detector de emulsión en movimiento de destellos de luz Apollo, para estudiar la observación subjetiva de destellos de luz tenues vistos por casi todos los miembros de la tripulación del Apollo mientras estaban en el espacio; y el dispositivo de evaluación de la ecología microbiana, para estudiar la respuesta de varios microbios a un entorno espacial, se estudiaron las ventanas del escudo térmico del Módulo de Comando para obtener información sobre el flujo de meteoroides con masas de 1×10-7 grs. hasta el límite de detección de 1×10-11 grs. para estudios ópticos o de meteoroides de masas mucho más bajas para estudios con microscopio electrónico, la estimación resultante del flujo de masa concordaba bien con los datos de la sonda Surveyor-III y con los modelos generados a partir de estudios cercanos a la Tierra.



Además de las tareas de aseo, los astronautas prepararon a la nave para su reentrada atmosférica y realizaron su última propulsión de corrección de trayectoria, el Módulo de Comando se separó del Módulo de Servicio y comenzó su reentrada atmosférica con una temperatura máxima alcanzada por el escudo de calor entre 2200 y 2480 °C, después de la apertura exitosa del paracaídas el Módulo de Comando acuatizó en el Océano Pacífico a 350 Km al S-O de la isla Kiritimati, la nave y su tripulación fue recuperada por el portaaviones Ticonderoga.







Apollo 16
LRV
LM
ALSEP Central Station
Passive Seismic Experiment
50 m

Apollo-17

El lanzamiento de la última misión Apollo se llevaría a cabo el 17-12-1972 desde la plataforma LC-39A y por primera vez se efectuaba un lanzamiento nocturno, como comandante iría Eugene Cernan (1934-2017) que tenía experiencia en las naves Gemini-11 y Apollo-10; como piloto del Módulo de Comando iría Ronald Evans (1933-1990) y piloto del Módulo Lunar iría Harrison Schmitt (geólogo perteneciente al grupo de astronautas científicos seleccionados por la NASA en 1965) para Schmitt como Evans este sería el primer vuelo espacial y también la primera oportunidad para que un geólogo estudiase el suelo lunar in situ; en principio la intervención Harrison Schmitt no estaba prevista para la misión Apollo-17, sino para un vuelo posterior. Sin embargo, la reducción del presupuesto destinado al programa espacial por el gobierno de Estados Unidos obligó a la NASA a suspender los vuelos tripulados a la Luna a partir de 1973, la última ocasión que tenía de enviar un científico a la Luna era la que ofrecía el Apollo-17 y no se dudó en sustituir al astronauta designado para pilotar el Módulo Lunar en esta misión, Joe Engle, por Schmitt; también fue la primera misión que no había a bordo pilotos de pruebas; la misión batió varios récords: el alunizaje más largo de la Luna, las actividades EVA totales más largas, la muestra lunar más grande y el tiempo más largo en la órbita lunar, en esta ocasión el Módulo de Comando tendría el nombre de América y el Módulo Lunar Challenger.

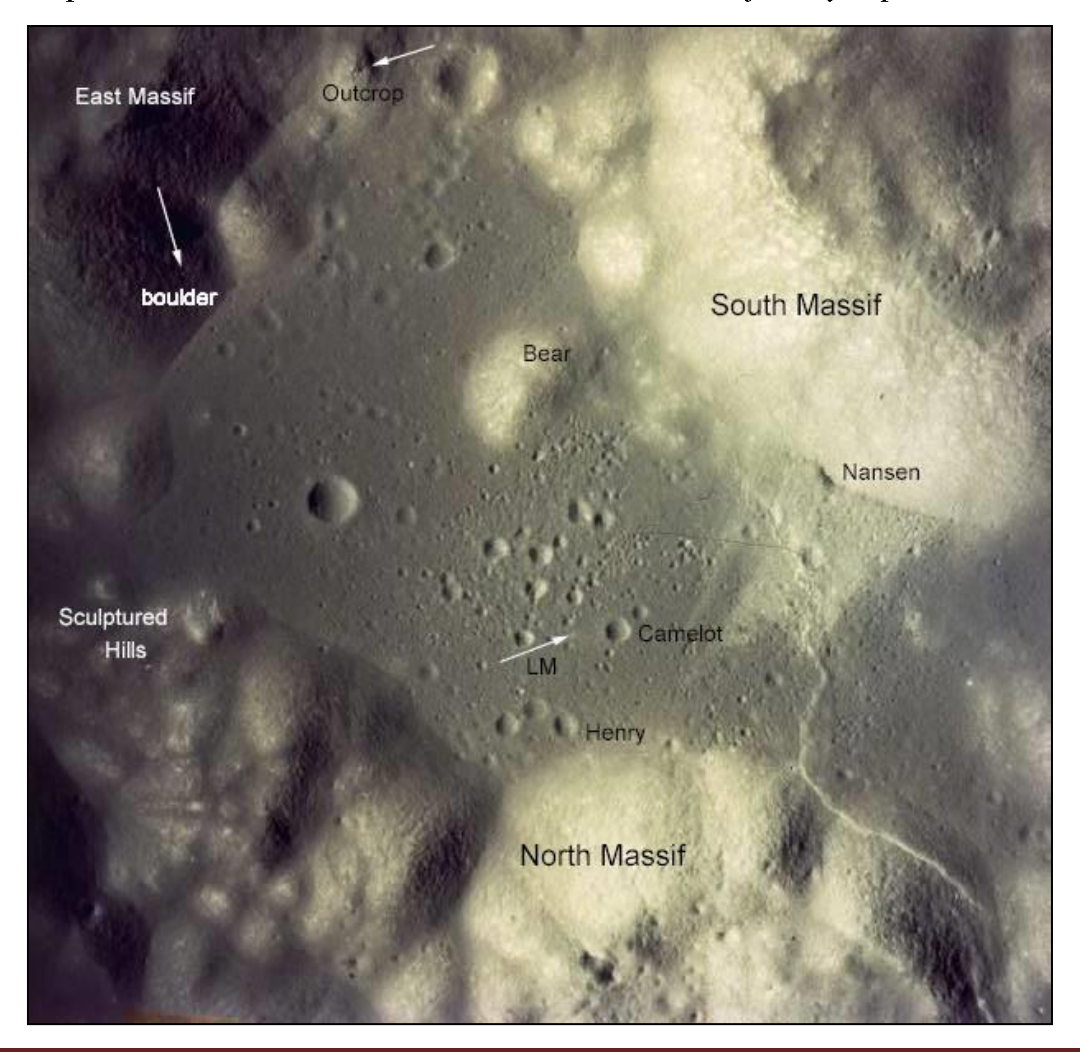


Schmitt, Cernan, Evans


UNITED STATES
USA
USA

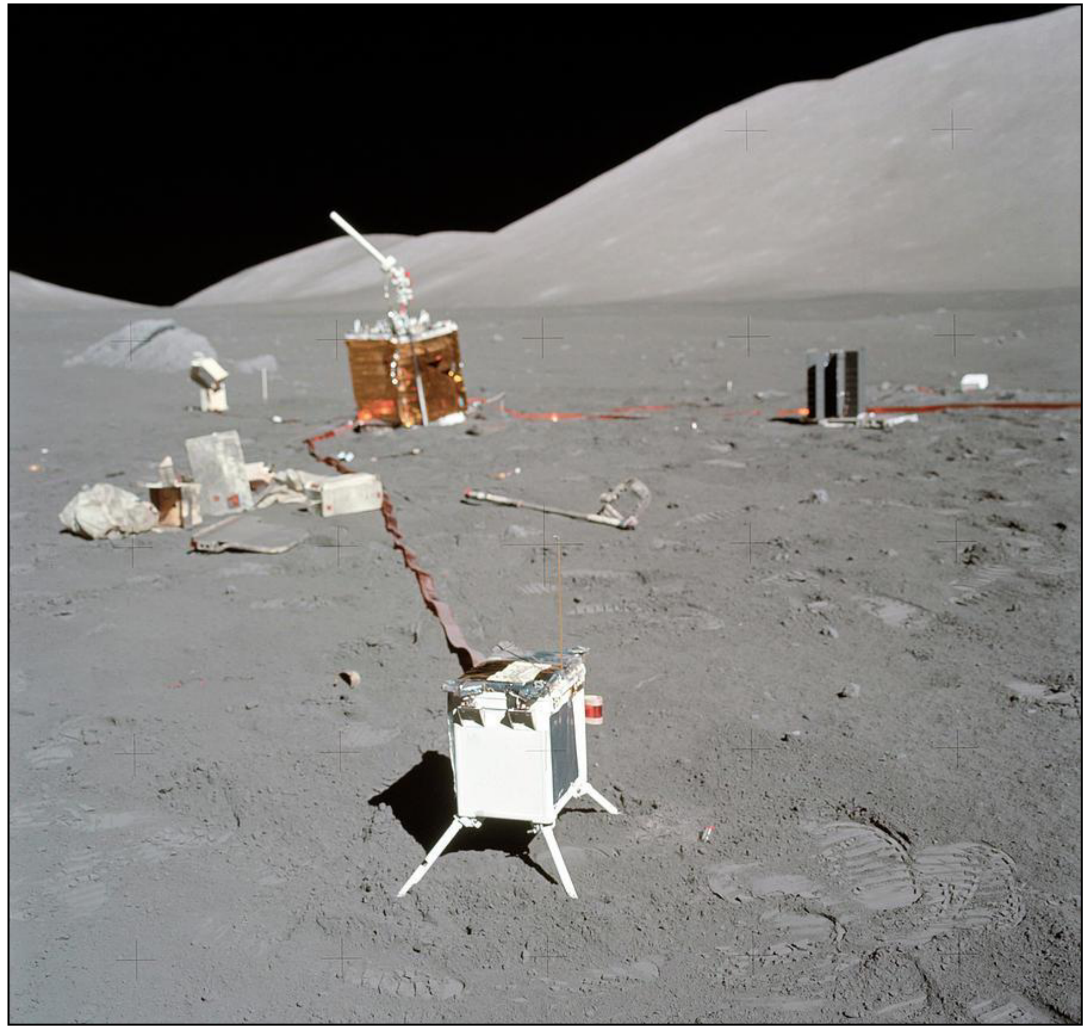
Apollo-17 fue programada para ser una misión con una estadía en la superficie lunar de tres días, mayor capacidad científica y uso del rover lunar, como esta misión sería la última en alunizar, los sitios de alta prioridad que no habían sido visitados previamente fueron considerados para una posible exploración, se consideró un alunizaje en el cráter Copérnico, pero finalmente se rechazó porque la misión Apollo-12 ya había obtenido muestras de ese impacto, y otras tres misiones Apollo ya habían visitado las cercanías de Mare Imbrium. Un aterrizaje en las tierras altas lunares cerca del cráter Tycho también fue considerado, pero fue rechazado debido al terreno accidentado encontrado allí y un alunizaje en el otro lado de la Luna en el cráter Tsiolkovskiy fue rechazado debido a consideraciones técnicas y los costos operativos de mantener la comunicación durante las operaciones de superficie, también se consideró un alunizaje en una región al S-O de Mare Crisium, pero fue rechazado debido a que una nave soviética podía acceder fácilmente al sitio (Luna-21 finalmente lo hizo poco después de que se realizó la selección del sitio Apollo-17).

Después de la eliminación de varios sitios, tres sitios hicieron la consideración final, el cráter Alphonsus, el cráter Gassendi y el valle Taurus-Littrow, al tomar la decisión final, los planificadores de la misión tomaron en consideración los objetivos principales, que eran los de obtener material de las tierras altas antiguas a una distancia sustancial de Mare Imbrium, material de muestreo de la actividad volcánica joven y mínima superposición del terreno con las pistas orbitales del Apolo-15 y Apolo-16 para maximizar la cantidad de nuevos datos obtenidos, el sitio Taurus-Littrow se seleccionó con la predicción de que la tripulación podría obtener muestras de material antiguo de las tierras altas de los remanentes de un evento de deslizamiento de tierra que ocurrió en la pared S del valle y encontrar la posibilidad de una actividad volcánica relativamente joven y explosiva en la zona.



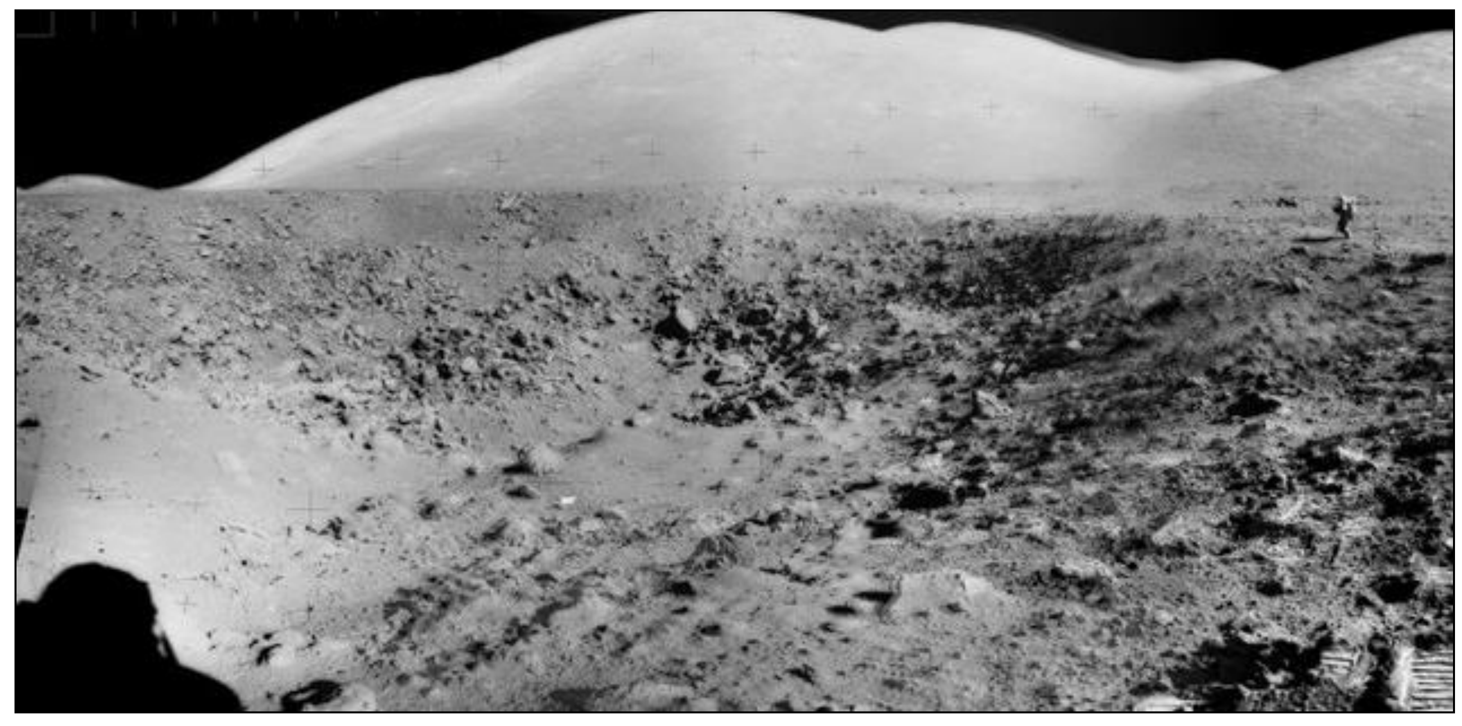
Durante la primera actividad extravehicular (EVA) se desplegaron el rover lunar y el ALSEP, se recolectaron muestras lunares, incluido un tubo central profundo en las cercanías del Módulo Lunar; la cobertura televisiva comenzó después de la instalación de la cámara de TV controlada desde la Tierra y la antena de alta ganancia en el rover lunar, se requirió tiempo adicional para implementar el ALSEP, como resultado, la primera travesía geológica se redujo a 3,5 Km, con una parada cerca del borde del cráter Steno al S del sitio de alunizaje, esta EVA duró 7: 12 hrs.

El ALSEP se desplegó aproximadamente a 185 m al O-NO del Módulo Lunar, los experimentos en esta misión fueron el Experimento de Perfilado Sísmico Lunar, Experimento de Flujo de Calor, Experimento Gravímetro de Superficie Lunar, Experimento de Meteoritos y Expulsión Lunar y el Experimento de Composición Atmosférica Lunar, también se tomó una muestra de núcleo profundo y una medición del Experimento Gravímetro Transversal durante la implementación del ALSEP, la implementación se desarrolló con normalidad en su mayor parte, pero se requirió tiempo adicional para nivelar la estación central, antena y recuperar los núcleos de perforación, fue la única misión Apollo que llevó a cabo el Experimento Gravimétrico Transversal, como los gravímetros han demostrado ser útiles en la investigación geológica de la Tierra, el objetivo de este experimento fue determinar la posibilidad de utilizar las mismas técnicas en la Luna para conocer su estructura interna, el gravímetro se usó para obtener lecturas en el lugar de alunizaje en las inmediaciones del Módulo Lunar, así como en varios lugares de las rutas de la misión, fue transportado en el rover lunar y se tomaron medidas mientras este no estaba en movimiento o después de que el gravímetro se colocara en la superficie; los astronautas también desplegaron el Gravímetro de Superficie Lunar, un experimento similar, que finalmente no funcionó correctamente.



Estación 1 - Cráter Steno

Estaba ubicada a unos 150 m del borde N-O del cráter Steno, en el medio del valle Taurus-Littrow, esta estación se planeó originalmente para el cráter Emory, que se encuentra al S-E, a unos 2,5 Km del Módulo Lunar. Sin embargo, debido al tiempo adicional requerido para perforar los agujeros del núcleo y desplegar los experimentos del ALSEP, la travesía se acortó para llegar solo hasta el cráter Steno, cuando se formó este cráter, habría expulsado material desde debajo de la superficie y depositado en la región circundante, el objetivo de esta estación fue recolectar muestras de este material subterráneo, las actividades en este sitio incluyeron el despliegue de una carga explosiva para el Experimento de Perfil Sísmico Lunar, la realización de una medición gravimétrica transversal, la recolección de muestras con el rastrillo y la realización de fotografías panorámicas, se realizaron muestreos y fotografías adicionales entre el despliegue del rover y el despliegue de la bandera. Se tomaron cinco mediciones de gravímetro transversal adicionales cerca del Módulo Lunar (tres al comienzo del EVA y dos al final), durante el regreso de la Estación 1 al Módulo Lunar, se desplegó una segunda carga explosiva sísmica.



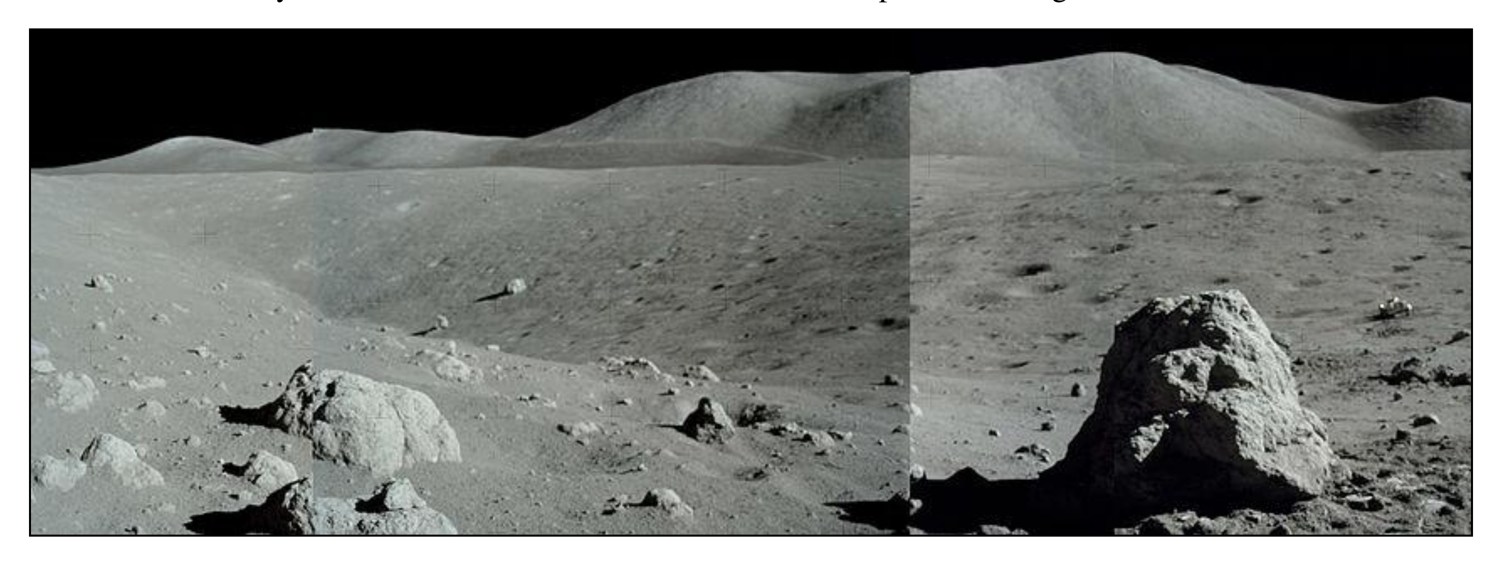
La segunda actividad extravehicular duró 7:37 hrs, una de las primeras tareas fue la reparación del guardabarros trasero derecho del rover lunar, cuya extensión hacia atrás se había roto el día anterior, la solución fue pegar cuatro mapas con cinta adhesiva y sujetando la extensión del guardabarros de reemplazo, proporcionando así un medio para evitar que el polvo cayera sobre ellos mientras estaban en movimiento, luego se hizo una travesía geológica de 20,4 Km hacia las regiones al S y al O del sitio de alunizaje, se realizaron 4 paradas de muestreo principales, junto con 8 paradas de muestreo menores, al final de la EVA, se dedicó un tiempo a intentar resolver un problema con el Gravímetro de Superficie Lunar,.

Estación 2 - Cráter Nansen

La estación 2 estaba ubicada al pie del Macizo Sur, cerca del borde S-E del Cráter Nansen. El Macizo Sur es parte del borde de la cuenca de impacto del Mare Serenitatis y el macizo se levantó en el momento del impacto formador de la cuenca, por lo que las rocas que forman el macizo deben ser más antiguas que este impacto, un deslizamiento de superficie en esta región puso rocas desde lo alto del macizo al alcance de los astronautas.

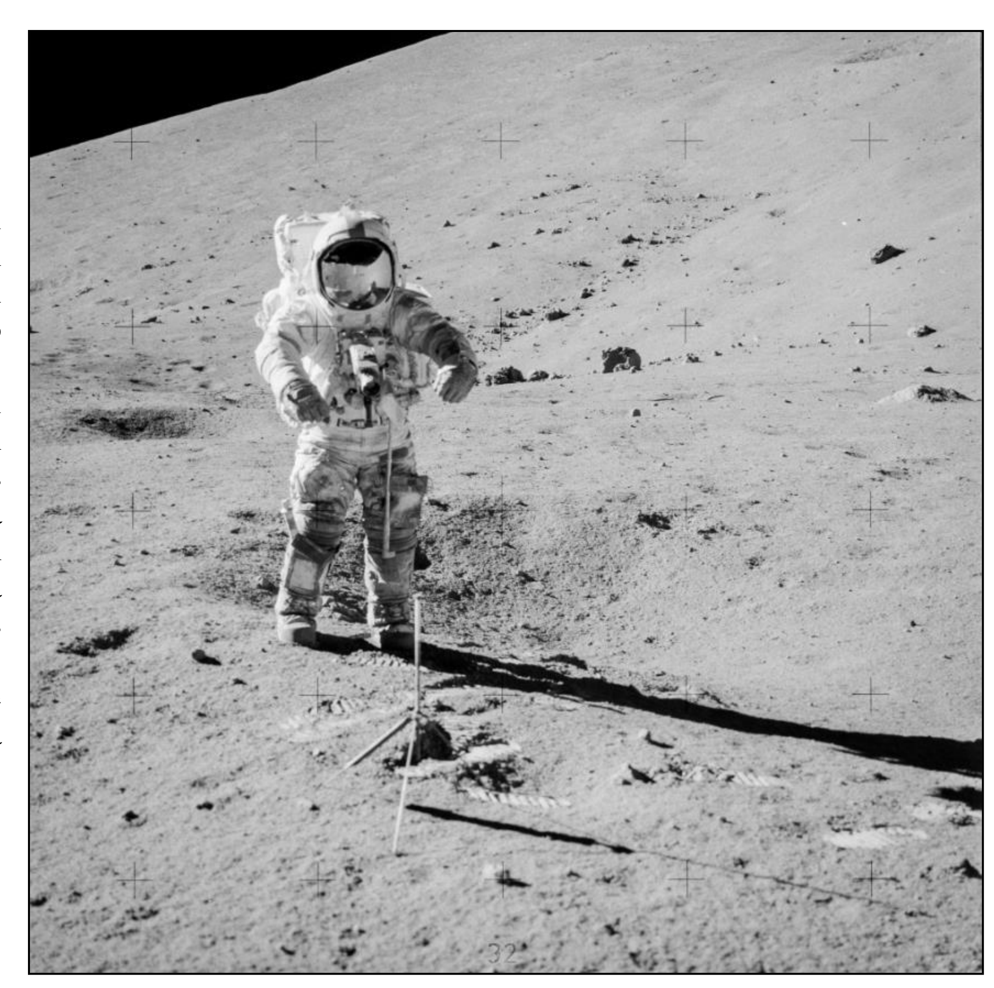
Estación 2A

Ubicada a unos 600 m al N-O del cráter Nansen, originalmente planeado como la parada de muestra número LRV-4, se decidió tomar una medición de gravímetro transversal adicional para verificar el gradiente de gravedad entre el Macizo Sur y el valle, mientras estaba fuera del rover, la tripulación recogió cuatro muestras.



Estación 3 - Cráter Lara

Ubicada a unos 50 m al E del borde del Cráter Lara, aunque el tiempo fue limitado, la tripulación tomó una medición de gravímetro transversal, recogió muestras, incluida una muestra de tubo central de doble longitud y una muestra con el rastrillo, se realizaron fotografías panorámicas y de 500 mm; esta estación estaba a lo largo de Lincoln Lee Scarp, que es un ejemplo de una cresta arrugada, las crestas arrugadas son comunes en los mares lunares, pero esta es la única cresta de este tipo que se pudo estudiar a corta distancia.



Estación 4 - Cráter Shorty

En la estación 4, en la cresta del borde S del cráter Shorty, los astronautas realizaron mediciones de propiedades eléctricas y gravimétricas transversales; muestras recolectadas, incluida una muestra de zanja y una muestra de tubo central de doble longitud; y realizó fotografía documental y panorámica, esta parada se hizo para investigar la posibilidad de que este cráter fuera en realidad una estructura volcánica, en este sitio se descubrió el suelo color naranja. Shorty es en realidad un cráter de impacto y el suelo anaranjado es un depósito volcánico más antiguo.



Estación 5 - Cráter Camelot

Ubicada dentro de un campo de bloques en el borde S-O del cráter Camelot, las actividades en este sitio incluyeron una medición gravimétrica transversal, recolección de muestras, fotografía documental y panorámica, también la tripulación desplegó tres paquetes explosivos para el Experimento de Perfilado Sísmico Lunar, uno en la estación LRV-7 y dos en sitios no numerados al O del Módulo Lunar y se realizaron dos mediciones de gravímetro transversal adicionales cerca del Módulo Lunar



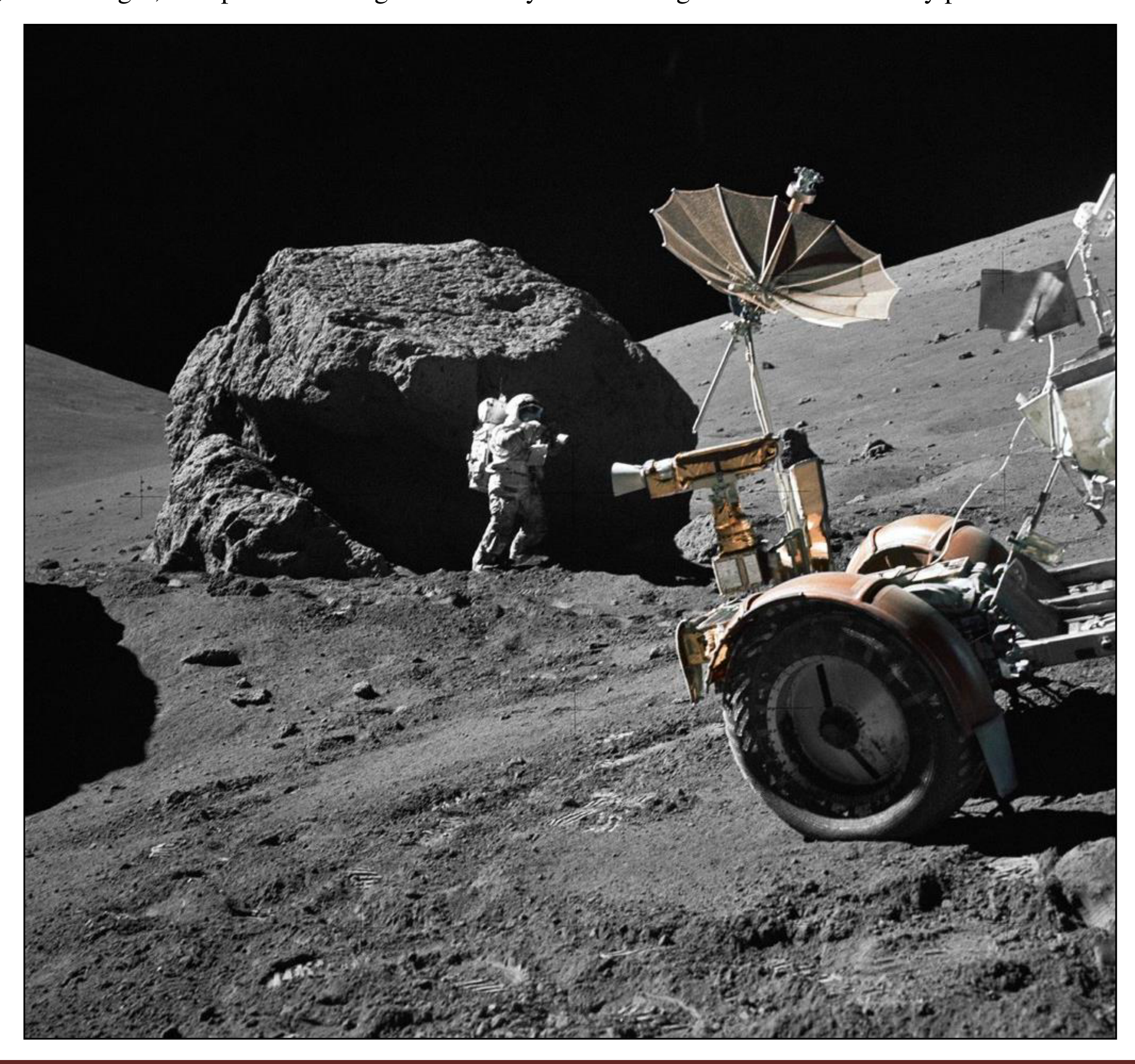
En la tercera EVA, que duró 7:15 hrs, el objetivo principal fue una travesía geológica de 12 Km a las regiones al N y al E del lugar de alunizaje, se realizaron cuatro paradas de muestreo principales, cuatro paradas de muestreo menores y se recuperaron los resultados de varios experimentos.

Estación 6 - Macizo N

La estación 6 estaba en la vertiente S del Macizo N, aproximadamente 250 m al N de la ruptura de la pendiente entre el fondo del valle y el macizo, los astronautas realizaron una medición de gravímetro transversal, recogieron muestras, incluida una muestra de tubo central de una sola longitud y una muestra con el rastrillo, y realizaron fotografías documentales, panorámicas y de 500 mm.

Estación 7 - Macizo N

Ubicada en la base del Macizo Norte, justo encima de la ruptura de pendiente entre el fondo del valle y el macizo, en este lugar, la tripulación recogió muestras y realizó fotografías documentales y panorámicas.



Estación 8 - Colinas Esculpidas

Cerca de la base de las Colinas Esculpidas, al S de Wessex Cleft y a unos 4 Km al N-O del Módulo Lunar, las actividades en este sitio incluyeron dos mediciones de gravímetro transversal; muestreo, incluidas muestras con el rastrillo y zanjas; fotografía documental y panorámica.

Estación 9 - Cráter Van Serg

En esta última estación de la travesía geológica se realizaron diversas actividades, se desplegó una carga explosiva para el Experimento de Perfil Sísmico Lunar, se tomaron dos mediciones más con gravímetro transversal, se recolectaron muestras, incluida una muestra de zanja y una muestra de tubo central de doble longitud, fotografías documentales, panorámicas y de 500 mm, finalmente, quitaron el ensamblaje electrónico de almacenamiento de datos del receptor del Experimento de Propiedades Eléctricas de Superficie.

Los astronautas también realizaron varias tareas adicionales, al principio, recuperaron las placas del Experimento de Rayos Cósmicos de la Superficie Lunar, realizaron tres mediciones gravimétricas transversales adicionales en el Módulo Lunar y las dos últimas cargas explosivas para el Experimento de Perfilado Sísmico Lunar se desplegaron cerca del Módulo Lunar. Al final del EVA, se recuperó el Experimento de la Sonda de Neutrones Lunares (el experimento de la Sonda de Neutrones Lunares se diseñó para obtener datos sobre las tasas de captura de neutrones en el regolito lunar en función de la profundidad, se implementó al N-O del Módulo Lunar, en un agujero del núcleo de perforación profundo de 2 m, se recuperó y desactivó después de 49 hrs de exposición) y el rover lunar se estacionó en el cráter Cochise; como parte del cierre final, se recolectaron muestras de rocas para distribuirlas a otras naciones y se descubrió una placa de acero inoxidable que conmemora los alunizajes de Apollo adjunta a la escalera en el puntal del tren de aterrizaje en la etapa de descenso del Módulo Lunar.



Otros experimentos

A lo largo de las misiones lunares del Apolo, los miembros de la tripulación observaron destellos de luz que penetraron los párpados cerrados. Estos destellos, descritos como rayas o manchas de luz, generalmente fueron observados por los astronautas mientras la nave espacial se oscurecía durante un período de sueño. Estos destellos, aunque no se observaron en la superficie lunar, tendrían un promedio de aproximadamente dos por minuto y fueron observados por los miembros de la tripulación durante el viaje a la Luna, de regreso a la Tierra y en la órbita lunar.

Los astronautas del Apollo-17 realizaron un experimento (también realizado en el Apollo-16) con el objetivo de vincular estos destellos de luz con rayos cósmicos, como parte de un experimento realizado por la NASA y la Universidad de Houston, un astronauta llevaba un dispositivo que registraba el tiempo, fuerza y la trayectoria de las partículas atómicas de alta energía que penetraban en el dispositivo, el análisis de los resultados concluyó que la evidencia apoyaba la hipótesis de que los destellos ocurrían cuando las partículas cargadas viajaban a través de la retina en el ojo.

Apollo-17 fue la única misión a la superficie lunar que incluyó el Experimento de Propiedades Eléctricas de Superficie (SEP), incluyó dos componentes principales: una antena transmisora desplegada cerca del Módulo Lunar y una antena receptora ubicada en el rover lunar, en diferentes paradas durante los recorridos de la misión, las señales eléctricas viajaron desde el dispositivo de transmisión, a través del suelo, y se recibían en el rover lunar, las propiedades eléctricas del suelo lunar podían determinarse por comparación de las señales eléctricas transmitidas y recibidas, los resultados de este experimento, que son consistentes con la composición de la roca lunar, mostraron que los 2 Km superiores de la Luna son extremadamente secos.

Un experimento biológico de rayos cósmicos (BIOCORE), que llevaba cinco ratones, apodados Fe, Fi, Fo, Fum y Phooey por la tripulación, fueron implantados con monitores de radiación debajo de su cuero cabelludo y volaron en la misión, la especie fue elegida porque estaba bien documentada, era pequeña, fácil de mantener en un estado aislado (no requería agua potable durante la misión y con residuos altamente concentrados) y por su capacidad para resistir el estrés ambiental, cuatro de los cinco ratones sobrevivieron al vuelo, se desconoce la causa de la muerte del quinto ratón, el estudio encontró lesiones en el propio cuero cabelludo y en el hígado, las lesiones del cuero cabelludo y las hepáticas parecían no estar relacionadas entre sí y no se pensaba que fueran el resultado de los rayos cósmicos, no se encontraron daños en las retinas o vísceras de los ratones, en el momento de la publicación del Informe Preliminar de Ciencia del Apollo-17, todavía no se habían examinado los cerebros de los ratones. Sin embargo, estudios posteriores no mostraron un efecto significativo en sus cerebros.

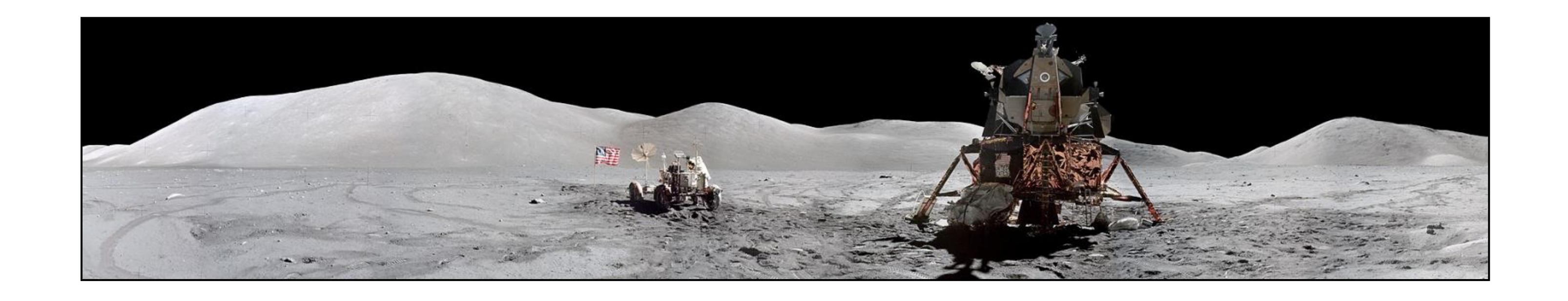
La Bahía de Instrumentos Científicos del Módulo de Comando y Servicio albergó tres experimentos para usar en la órbita lunar: una Sonda Lunar, un Radiómetro de Exploración IR y un Espectrómetro de UV lejano, una cámara de mapeo, una cámara panorámica y un altímetro láser también se incluyeron, la Sonda Lunar emitió impulsos electromagnéticos hacia la superficie lunar, con el objetivo de obtener datos para ayudar a desarrollar un modelo geológico del interior de la Luna a una profundidad aproximada de 1,3 Km, el Radiómetro de barrido IR fue diseñado con el objetivo de generar un mapa de temperatura de la superficie lunar para ayudar a ubicar las características de la superficie, como los campos de roca, las diferencias estructurales en la corteza lunar y la actividad volcánica; el espectrómetro de UV lejano debía usarse para obtener datos relativos a la composición, densidad y constitución de la atmósfera lunar, también para detectar la radiación UV lejana emitida por el Sol que se ha reflejado en la superficie lunar; el altímetro láser se diseñó con la intención de medir la altitud de la nave espacial sobre la superficie lunar a aproximadamente 2 m y proporcionar información sobre la altitud a las cámaras panorámicas y de mapeo.

Viaje de regreso

El lanzamiento de la etapa de ascenso del Módulo Lunar desde la Luna se llevó a cabo el 14-02 y pudo ser visto por una cámara de video que dejaron los astronautas en la superficie, al poco tiempo se acoplaba exitosamente en órbita con el Módulo de Comando y Servicio, la tripulación transfirió equipos y 110,5 Kg de muestras lunares para su regreso a la Tierra, luego la etapa de ascenso fue desechada, estrellándose deliberadamente en la Luna en una colisión registrada por sismómetros desplegados por esta misión y en las misiones Apollo anteriores.

Durante el viaje de regreso a la Tierra, Ron Evans realizó una caminata espacial de 1:07 hrs para la recuperación de cassetes de película que estaban expuestos al vacío espacial en la Bahía de Instrumentos del Módulo de Servicio, en órbita terrestre, la tripulación desechó el Módulo de servicio que ya no se necesitaba, Apollo-17 hizo su ingreso atmosférico exitosamente, amerizando el 19-02-1972 en el Océano Pacífico a 6,4 Km del portaaviones USS Ticonderoga, que con sus helicópteros recuperaría a los astronautas.





Apollo 17 Landing Site
LROC NAC M168000580LR
Low Periapse orbit
100 meters
ALSEP Equipment
Challenger Descent Stage
Geophone Rock
LRV
Challenger 3x Enlargement

Compartiendo la pasión por la astronáutica, el espacio y la aviación estamos en



Biblioteca Instituto Nacional de Derecho Aeronáutico y Espacial (INDAE), Fuerza Aérea Argentina



Sección Astronáutica LIADA https://sites.google.com/site/seccionastronauticaliada/home

Cometaria https://cometasentrerios.blogspot.com

Argentina en el espacio http://argentinaenelespacio.blogspot.com/

Libros, Revistas, Intereses http://thedoctorwho1967.blogspot.com/

Archivo Histórico de Revistas Argentinas www.ahira.com.ar



Turismo Sideral **https://turismo-sideral.com.ar**

Estación Vientos del Sur **http://vientosdelsurestacion.blogspot.com/**

Sociedad Lunar Argentina **https://sites.google.com/site/slasociedadlunarargentina/**



Noticias

Contenidos astronómicos educativos

Debido a la pandemia mundial de COVID-19, la Sociedad Lunar Argentina (SLA) se ve imposibilitada de hacer observaciones públicas, como también charlas de manera presencial como se hicieron en el año 2019, por ese motivo creó un espacio de contenidos educativos audiovisuales relacionados a estudios lunares, cometas, Sistema Solar, astronáutica, medioambiente, entre otros, en un ciclo de charlas virtuales llamado "Astronomía en Cuarentena" a continuación los enlaces de los mismos para que los puedan disfrutar.

Ciclo "Astronomía en Cuarentena"

Luna

Paseo por la Luna Creciente https://www.youtube.com/watch?v=TNfw6CUSNBc

Observación lunar en directo https://www.youtube.com/watch?v=g71m43tjmKg

Fenómenos lunares transitorios https://www.youtube.com/watch?v=yPMU1OFPd8w

Telescopios

El telescopio, origen y construcción https://www.youtube.com/watch?v=o1iDofcNs6Y

Cometas

Los cometas, viajeros del espacio-tiempo (parte 1) https://www.youtube.com/watch?v=NPr_xj2a3oY

Los cometas, viajeros del espacio-tiempo (parte 2) https://www.youtube.com/watch?v=xihQ0ZWJ17w

Los cometas, viajeros del espacio-tiempo (parte 3) https://www.youtube.com/watch?v=bNENP7xArkM

Aporte científico de la observación visual (parte 1) https://www.youtube.com/watch?v=WFys0yXaJ18

Aporte científico de la observación visual (parte 2) https://www.youtube.com/watch?v=ide1qWEn1Lg

Técnicas observacionales de cometas (parte 1) https://www.youtube.com/watch?v=9ZdF6RGgSuw

Técnicas observacionales de cometas (parte 2) https://www.youtube.com/watch?v=HXqiq-hHHlE

Medioambiente

Los efectos del cambio climático https://www.youtube.com/watch?v=ItyIWTPCPi8

Sistema Solar

Meteorología planetaria https://www.youtube.com/watch?v=pg7rMyoQtf8

Astronáutica

Argentina en el espacio… vía satélite - Nuevos programas tripulados de la NASA y privados

https://www.youtube.com/watch?v=GXT5pMci8r0



Fuentes de información y fotos

Apollo 8, Man a round the Moon, NASA EP-66, 1968

Historia de la Astronáutica, Tomo-2, Riego ediciones, 1980

Lunar Recconnaisance Orbiter (LRO), NASA

Misiones Apollo, Wikipedia, enciclopedia virtual

National Aeronautics and Space Administration (NASA)

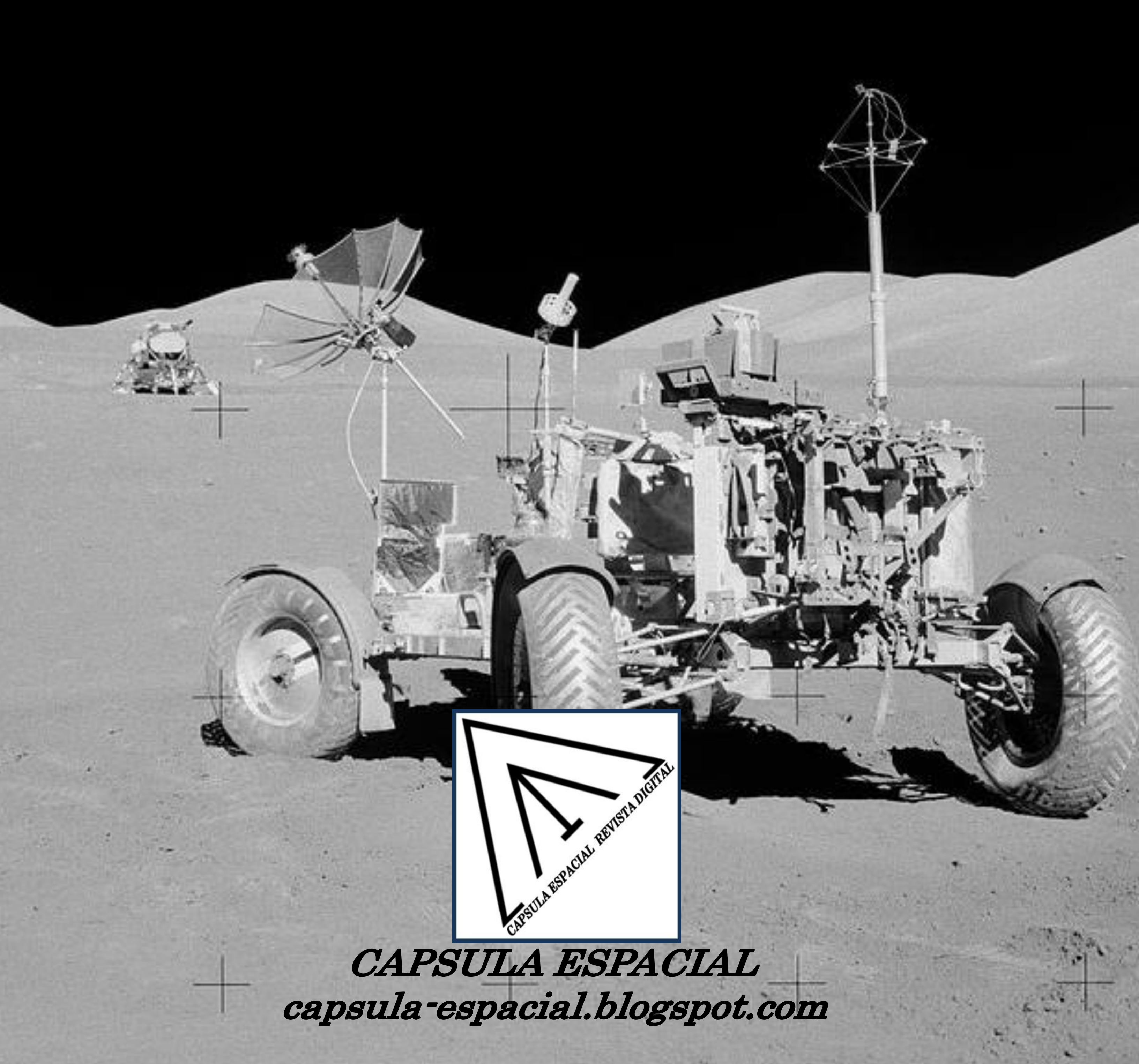
On the Moon with Apollo-16, NASA, 1972

Programa Apollo de NASA, Carlos González

Proyecto Apollo, Tom Alexander

Revista de Tecnología e Informática Histórica N°4, Museo ICATEC, 2016

Viaje a la Luna, Willy Ley, 1965


CAPSULA ESPACIAL REVISTA DIGITAL
CAPSULA ESPACIAL
capsula-espacial.blogspot.com